Em Órbita

N.º 19

Outubro de 2002

Em Órbita

Ano 2, N.º 19 16 de Dezembro de 2002, Braga – Portugal

O boletim "Em Órbita" está disponível na Internet na página de Astronomia e Voo Espacial www.zenite.nu.

Na Capa: O lançamento inaugural do novo Atlas-5 a partir do Space Launch Complex-41 em Cabo Canaveral, marca o início de uma nova era para os lançadores norte-americanos..

Errata: Ao contrário do que foi referido na listagem de outros objectos catalogados em órbita terrestre incluída no anterior do número do Em Órbita, o objecto 2002-037E (Motor Auxiliar) não tem o n.º de catálogo orbital 27456, mas sim o n.º 27474.

O boletim "Em Órbita" encontra-se numa fase de expansão com a entrada para a equipa de novos elementos que em conjunto fazem todos os meses aquela que é uma das melhores fontes em língua portuguesa de factos sobre a actualidade espacial.

Este mês temos uma nova secção no "Em Órbita". Intitulada **"Cronologia Astronáutica"** é da autoria de Manuel Montes, autor também do boletim semanal "*Notícias del Espacio*", e tem como objectivo listar cronologicamente os acontecimentos que fazem a História da conquista do espaço.

No presente número do "Em Órbita":

- **Voo Espacial Tripulado**
  OV-104 Atlantis STS-112 ISS-9A (ITS-S1)
- **Actividades ISS**
  16 de Agosto de 2002 - *Expedition Five EVA-1*
  26 de Agosto de 2002 - *Expedition Five EVA-2*
- **Lançamentos não tripulados**
  21 de Agosto – Atlas-5/401 (AV-001) / Hot Bird-6
  22 de Agosto – 8K82K Proton-K DM3 / EchoStar-8
  28 de Agosto – Ariane 5G (V155) / Atlantic Bird 1; MSG-1
- **Quadro de lançamentos recentes / Outros objectos catalogados**
- **Quadro dos lançamentos previstos para Dezembro**
- **Lançamentos sub-orbitais**
  28 de Agosto – Wuzhai (?????)
- **Quadro dos próximos lançamentos tripulados**
- **Quadro de lançamentos sub-orbitais**
- **Quadro dos próximos lançamentos sub-orbitais**
- **Regressos / Reentradas**
- **Cronologia da Astronáutica (I), por *Manuel Montes***

No próximo "Em Órbita" não percas:

- **Um número do "Em Órbita" dedicado especialmente aos lançamentos orbitais dos meses de Setembro e Outubro.**
- **A continuação da Cronologia Astronáutica por Manuel Montes.**
- **O mês de Dezembro irá ainda trazer um número especial de Natal do "Em Órbita", fica atendo à tua caixa de correio electrónico.**

Voo Espacial Tripulado

STS-112 Atlantis ISS-9A (ITS-S1)

"Building the Station and Our Future in Space"

A quarta missão espacial tripulada dos Estados Unidos e a quinta missão espacial tripulada de 2002 foi lançada às 1945:51UTC do dia 2 de Outubro. O vaivém espacial OV-104 Atlantis partiu para a sua 26ª missão espacial que foi também a 235ª missão espacial tripulada; a 142ª missão espacial tripulada dos Estados Unidos, a 111ª missão de um vaivém espacial e a 86ª missão de um vaivém desde o desastre do Challenger. Esta foi a 15ª missão de um vaivém espacial à ISS, sendo a 19ª missão espacial tripulada a acoplar no complexo orbital. O lançamento deu-se desde a Plataforma B (sendo o 49º lançamento de um vaivém desde esta plataforma) do Complexo 39 do Centro Espacial Kennedy, localizado em Merritt Island, Cabo Canaveral.

Outros dados estatísticos sobre a missão: 84º lançamento diurno de um vaivém espacial, 37º lançamento diurno de um vaivém espacial a partir da plataforma 39B, 25º lançamento a atingir uma órbita terrestre com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador, 60ª aterragem no Kennedy Space Center, 91ª aterragem diurna, 46ª aterragem diurna no Kennedy Space Center, no lançamento passavam-se 16,69 anos desde o acidente do Challenger e 6.091,06 dias desde o acidente do Challenger.

A principal missão do Atlantis foi a montagem da estrutura ITS-S1 (*Integrated Truss Structure Starboard Truss Segment – S1 Truss*) na já existente estrutura S0 central que servirá no futuro para a montagem dos gigantescos painéis solares da estação (PVM – *Photo-Voltaic Modules*) bem como dos radiadores de calor (EATCS – *External Active Thermal Control System*). Com a montagem do S1 a ISS passou a ter a capacidade de utilização de um sistema de comunicações alternativo em banda-S.

A tripulação de quatro homens e duas mulheres do Atlantis, era composta por cinco astronautas e um cosmonauta em representação da Rússia.

O Comandante da missão foi o astronauta Jeffrey Shears Ashby (389EUA243; 2EUA175-239) que realizou a sua terceira missão espacial, sendo o 117º astronauta dos Estados Unidos e o 152º ser humano a realizar três missões espaciais.

Nascido a 16 de Junho de 1954 em Dallas, Texas, Ashby cresceu no Colorado onde terminou o ensino secundário na Escola de Evergreen, em 1972. De seguida frequentou a Universidade de Idaho, tendo recebido o grau de bacharel em Engenharia Mecânica no ano de 1976. Posteriormente recebeu o grau de mestre em Sistemas de Aviação pela Universidade de Tennessee em Knoxville, no ano de 1993.

Em 1976 Jeff Ashby ingressa na Armada dos Estados Unidos e recebe treino de voo, servindo posteriormente como piloto de A-7E Corsair e F/A-18 Hornet em diferentes porta-aviões. Em 1986 termina a sua formação na *Naval Fighter Weapons School* (“*Top Gun*”) e passa a frequentar em 1988 a Escola Naval de Pilotos de Teste em Patuxent River, Maryland. Como piloto de teste participou no desenvolvimento inicial dos sistemas de guerra electrónicos e de armas do F/A-18 Hornet.

Voou em várias missões de suporte durante a Operação Escudo do Deserto e posteriormente na Operação “*Southern Watch*” sobre o Sul do Iraque. Em 1991 levou a cabo 31 missões de combate durante a Operação Tempestade do Deserto. Após a Guerra do Golfo regressou aos Estados Unidos, sendo destacado para o *Strike Fighter Squadron 94* localizado na *Lemoore Naval Air Station*, Califórnia, onde ainda se encontrava quando foi seleccionado pela NASA para o seu corpo de astronautas a 8 de Dezembro de 1994 juntamente com mais 18 candidatos que integraram o Gupo-15.

Ashby tem mais de 5.000 horas de experiência de voo, além de mais de 1.000 aterragens em porta-aviões. Em Maio de 1996 qualificou-se como piloto do vaivém espacial e foi destacado para o ramo do corpo de astronautas encarregue da preparação e estudo das operações do vaivém e dos seus sistemas.

A sua primeira missão espacial teve lugar entre 23 e 28 de Julho de 1999 a bordo do vaivém espacial Columbia. A missão STS-93 teve como objectivo a colocação em órbita do observatório de raios-X AXAF-1 Chandra e teve uma duração de 4d 22h 50m 18s. No entanto Ashby já havia sido anteriormente seleccionado para a missão espacial STS-85 levada a cabo pelo vaivém espacial Discovery entre os dias 7 e 19 de Agosto de 1997. Porém, e devido a razões pessoais, Ashby foi substituído pelo astronauta Kent Bernon Rominguer.

A segunda missão de Ashby aconteceu entre os dias 19 de Abril e 1 de Maio de 2001. A missão STS-100 levada a cabo pelo vaivém espacial Endeavour teve como principal objectivo a instalação do braço-robot Canadarm2 na ISS. Esta missão teve a duração de 11d 21h 31m 14s.

Antes da missão STS-112, Jeffrey Ashby tinha um total de 16d 20h 21m 32s de experiência em voo espacial.

A pilotar o vaivém Atlantis encontrava-se a astronauta Pamela Ann Melroy (397EUA248) que realizou a sua segunda missão espacial, sendo a (o) 178ª astronauta dos Estados Unidos e o 249º ser humano a realizar duas missões espaciais.

Nascida a 17 de Setembro de 1961 em Palo Alto, Califórnia, Melroy considera Pittsford, Colorado, a sua terra natal. Frequentou o ensino secundário no Liceu de Bishop Kearney, Rockford – Nova Iorque, e de seguida frequentou o Wellesley College, tendo recebido o grau de bacharel em Física e Astronomia no ano de 1983. Posteriormente recebeu o grau de mestre em Ciências Geofísicas e Planetárias pelo MIT no ano de 1984.

Foi bolseira ROTC da USAF no MIT, tendo ingressado no serviço activo em 1984 e recebendo treino de pilotagem na Base Aérea de Reese, Texas, tendo-se qualificado como piloto de do avião de abastecimento KC-10 Extender. Entre 1985 e 1991, Melroy esteve destacada na Base Aérea de Barksdale, Louisiana, como co-piloto, comandante e finalmente como piloto de instrução, tendo também participado em mais de 200 missões de combate e de suporte nas Operações Causa Justa, Escudo do Deserto e Tempestade do Deserto.

Em Junho de 1991 ingressa na Escola de Pilotos de Teste da Força Aérea dos Estados Unidos e após a sua formação foi destacada como piloto de teste no *C-17 Combined Test Force*.

Palmela Melroy tem mais de 3.500 horas de experiência de voo em mais de 45 tipos diferentes de aviões.

Foi seleccionada para astronauta da NASA a 8 de Dezembro de 1994 juntamente com mais 18 candidatos que integraram o Gupo-15. Em Maio de 1996 qualificou-se como piloto do vaivém espacial, sendo destacada para o ramo de suporte do corpo de astronautas da NASA.

A sua primeira missão espacial teve lugar entre 11 e 24 de Outubro de 2000 a bordo do vaivém espacial Discovery. A missão STS-92 / ISS-3A teve como objectivo a preparação da ISS para receber a sua primeira tripulação.

Antes da missão STS-112, Palmela Melroy tinha um total de 12d 21h 43m 00s de experiência em voo espacial.

O MS-1 (*Mission Specialist-1*) da missão STS-112 foi o astronauta David Alan Wolf (301EUA189; 210EUA155) que realizou a sua terceira missão espacial, sendo o, juntamente com Comandante Jeffrey Ashby, o 117º astronauta dos Estados Unidos e o 152º ser humano a realizar três missões espaciais.

Nascido a 23 de Agosto de 1956 em Indianapolis, Indiana, Wolf teve de percorrer um árduo percurso até se tornar no sexto astronauta dos Estados Unidos a passar um período de quatro meses a bordo da estação espacial russa Mir. Originalmente destacado para ser o sétimo e último americano a permanecer na Mir, Wolf foi designado para substituir a astronauta Wendy Barrien Lawrence em Julho de 1997, um mês após a colisão entre o cargueiro Progress M-34 e a estação russa ter desencadeado uma série de falhas nos sistemas de controlo e suporte de vida, além das falhas já anteriormente registadas (incêndio, falhas no computador de orientação e perda de energia). Em consequência destes factos, a tripulação da Mir deveria ter todos os seus membros qualificados para realizarem actividades extreveículares com os fatos extraveículares russos Orlan, aplicando-se o mesmo a todos os astronautas da NASA a bordo. Ao contrário de Lawrence, Wolf já tinha esta qualificação pois já havia recebido treino no suplente do astronauta Collin Michael Foale que serviu como quinto elemento do programa Shuttle-Mir.

Sendo seleccionado para a tripulação da missão STS-86, Wolf teve de esperar até dois dias antes do lançamento por forma a que dois painéis de analistas considerassem a Mir segura para os astronautas americanos. A missão STS-86, pelo vaivém Atlantis, acabou por ser lançada para o espaço a 25 de Setembro de 1997, tendo acoplado com a Mir dois dias mais tarde. Wolf substituiu Foale e integrou a tripulação permanente EO-24 constituída pelos cosmonautas Anatoli Yakovlevich Solovyov e Pavel Vladimirovitch Vinogradov que levaram a cabo uma série de actividades extraveículares para repararem a estação orbital durante as primeiras semanas de permanência na Mir. Wolf retomou os trabalhos científicos na Mir que haviam sido interrompidos no Verão anterior devidos aos inúmeros problemas. Porém , Wolf acabou por ter uma missão relativamente calma em comparação com os seus predecessores (Linnenger e Foale) apesar de o sistema de refrigeração da estação ter sofrido uma avaria que fez com que a temperatura na Mir se elevasse e se dessem fugas de liquido de refrigeração.

Wolf realizou uma actividade extraveícular a 9 e 14 em Janeiro de 1998 antes de regressar à Terra a bordo do vaivém espacial Endeavour na missão STS-89 no dia 31 de Janeiro de 1998.

Foi seleccionado para a sua primeira missão espacial em Dezembro de 1991 e o voo teve lugar entre 18 de Outubro e 1 de Novembro de 1993 a bordo do vaivém espacial Columbia. A missão STS-58 teve como objectivo o estudo das Ciências da Vida a bordo do laboratório Spacelab SLS-2 colocado no porão do Columbia. A missão teve uma duração de 14d 00h 12m 32s.

A carreira de Wolf esteve prestes a terminar quando em 1994 se viu envolvido num esquema do FBI para descobrir uma série de subornos que estavam a ter lugar no JSC (*Johnson Space Center*) por parte de vários funcionários da NASA. Um agente infiltrado do FBI propôs então a Wolf um suborno, tendo o astronauta recusado. A má publicidade dada por este evento fez com que os gestores do JSC informassem Wolf que este já não teria a sua segunda missão espacial, sendo designado para trabalhar no ramo de suporte de voo como Capcom (*Capsule Comunicator*) do corpo de astronautas. Porém, a escassez de voluntários para o programa Shuttle-Mir permitiu que Wolf viesse a ter a sua segunda oportunidade, pois ao contrário de muitos astronautas, estava disposto a ser submetido a um ano completo de treino e estudo na Rússia, com então uma pequena hipótese de voar a bordo da estação espacial Mir. Wolf tinha ainda como ponto a seu favor a sua ficha médica, pois havia já sido designado em Dezembro de 1996 como um candidato para as tripulações NASA-Mir.

A formação académica de Wolf iniciou-se em 1978 quando terminou o bacharelato em Engenharia Eléctrica pela Universidade de Pardue, tendo posteriormente terminado o curso de Medicina em 1982 pela Universidade de Indiana. O seu primeiro internato foi realizado no Hospital Metodista de Indianapolis e de seguida completa o treino como cirurgião de voo da Força Aérea na Base Aérea de Brooks, Texas.

Entre 1980 e 1983 Wolf trabalhou como investigador para o Centro de Pesquisa Avançada de Indianapolis na área de imagem digital e ultra-sónica. Em 1983 ingressou na divisão de Ciências Médicas do JSC onde estava encarregue de desenvolver as instalações médicas da então estação espacial Freedom.

David Wolf serviu também como cirurgião de voo na Air National Guard e tem mais de 500 horas de voo como oficial de sistemas de armas do F-4 Phantom. Nos seus tempos livres é praticante de voo acrobático a bordo de um Pitts Special Airplane.

Wolf foi seleccionado para astronauta da NASA em Janeiro de 1990 (Grupo-13) juntamente com mais 22 candidatos. Em Julho de 1991 qualificou-se como especialista de missão, enquanto servia na equipa de apoio dos astronautas no *Kennedy Space Center*.

Antes da missão STS-112, David Wolf tinha um total de 141d 20h 14m 00s de experiência em voo espacial.

A missão STS-112 transportou três astronautas caloiros que realizaram a sua primeira missão espacial, sendo dois deles americanos (Piers John Sellers e Sandra Hall Magnus) e um terceiro russo (Fyodor Nikolayevich Yurchinkhin).

Sandra Hall Magnus tornou-se na 38ª mulher a viajar no espaço, sendo a MS-2 da missão espacial STS-112, e sendo também a (o) 265º astronauta dos Estados Unidos (juntamente com Piers John Sellers) e no 421º ser humano a realizar um voo espacial (juntamente com Piers John Sellers e Fyodor Nikolayevich Yurchinkhin).

Nascida a 30 de Outubro de 1964 em Belleville, Illianois, onde terminou o ensino secundário no Liceu de Belleville West em 1982, tendo de seguida frequentado a Universidade do Missouri, em Rola, onde obteve o grau de bacharel em Física no ano de 1983 e o grau de mestre em Engenharia Eléctrica no ano de 1990. Posteriormente recebeu o doutoramento em Ciências dos Materiais e Engenharia no ano de 1996 pelo Instituto de Tecnologia da Geórgia e ao abrigo de uma bolsa de estudo apoiada pelo Centro de Pesquisa Lewis da NASA em Cleveland, Ohio.

Entre 1986 e 1991 trabalhou na McDonnell Douglas Aircraft Corporation, como engenheira de propulsão no programa do avião de ataque A-12 Avenger II e como investigadora no estudo da eficiência das técnicas de radar "*stealth*".

Magnus foi seleccionada para astronauta da NASA a 1 de Maio de 1996, no Grupo-16 (que integrava outros 34 candidatos). Em Agosto de 1996 ingressou no JSC para iniciando um treino de preparação e um curso de avaliação que a qualificou como especialista de missão e possível membro de uma tripulação da ISS.

O denominado MS-3 foi o astronauta Piers John Sellers que se tornou no 265º astronauta dos Estados Unidos (juntamente com Sandra Hall Magnus) e no 421º ser humano a realizar um voo espacial (juntamente com Sandra Hall Magnus e Fyodor Nikolayevich Yurchinkhin). Nascido a 11 de Abril de 1955 em Crowborough, Sussex - Inglaterra, Sellers cresceu no Chipre e em outros países nos quais o seu pai era destacado no exército britânico. Frequentou o ensino secundário no Liceu de Cranbook, Cranbook - Inglaterra, e de seguida frequentou a Universidade de Edinburgo, tendo recebido o grau de bacharel em Ciências Ecológicas no ano de 1976. Posteriormente recebeu o grau de doutorado em Biometeorologia pela Universidade de Leeds em 1981.

No início dos anos 80 trabalhou numa companhia inglesa de *software* informático e em 1981 foi seleccionado para se juntar a um grupo de investigação no Centro Espacial de Goddard da NASA. Entre as suas tarefas encontrava-se a simulação de modelos computadorizados do sistema climático terrestre, estudos de detecção remota e realização de trabalhos de campo nos Estados Unidos, Canadá, Rússia, continente africano e América do Sul.

Sellers foi seleccionado para astronauta da NASA a 1 de Maio de 1996 (Grupo-16) juntamente com outros 34 candidatos. Em Agosto de 1996 ingressou no JSC para dar inicio a um treino de preparação e a um curso de avaliação que o qualificou como especialista de missão e possível membro de uma tripulação da estação espacial internacional.

O último membro da tripulação do Atlantis foi o cosmonauta russo Fyodor Nikolayevich Yurchinkhin que se tornou no 98º cosmonauta da Rússia e no 421º ser humano a realizar um voo espacial (juntamente com Piers John Sellers e Sandra Hall Magnus).

Fyodor Yurchinkhin nasceu a 3 de Janeiro de 1959 na cidade de Batumi, situada na República Autónoma de Ajara, na então República Socialista Soviética da Geórgia. Terminou o ensino secundário em 1976 após frequentar o Liceu de Batumi e posteriormente ingressou no

Instituto de Avião de Moscovo Sergey Ordzhonikidze onde obtém a formação de Engenheiro Mecânico em 1983, especializando-se em veículos aeroespaciais. Em 2001 obtém o grau de doutorado em Economia pela Universidade de Moscovo.

Após terminar a sua formação no Instituto Ordzhonikidze, Yurchinkhin ingressa na Corporação RKK Energiya, onde permanece entre Setembro de 1983 e Agosto de 1997, altura em que é seleccionado para o destacamento de cosmonautas da RKK Energiya como cosmonauta-candidato (juntamente com Sergei Ivanovich Moshchenko e leg Ivanovich Skripochka). O seu treino básico de cosmonauta decorreu entre Janeiro de 1998 e Novembro de 1999 no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin. Sendo qualificado como cosmonauta, iniciou em Janeiro de 2000 o treino como futuro participante numa missão à ISS.

Nesta missão espacial o Atlantis estava equipado com os SSME (*Space Shuttle Main Engines*) SSME-1 SN-2048, SSME-2 SN-2051 e SSME-3 SN-2047. O seu tanque exterior de combustível líquido ET (*External Tank*) tinha o número de série ET-115A (*Super Light Weight Tank*) e o conjunto de propulsores laterais de combustível sólido (SRB – *Solid Rocket Boosters*) estavam identificados como SRB-Bi115PF RSRM-87. O sistema de manobra orbital (OMS – *Orbital Maneuvering System*), que é composto por dois sistemas de propulsão, era constituído pelos Left-OMS LP03/30F6 e Right-OMS LP04/26/F6. O sistema de controlo dianteiro do Atlantis (RCS – *Reaction Control Suystem*) que foi utilizado nesta missão era o FRC4/26/F6. Finalmente neste voo foi utilizado o Canadarm-202.

No porão do Atlantis seguiu o ITS-S1 que contém vários componentes de material e os respectivos sistemas de cabos de montagem e fornecimento de energia e controlo. O S1 contém quase na totalidade os componentes do chamado Loop-A do EATCS, que serão activados na missão ISS-12A.1 para substituir o EEATCS (*Early External Active Thermal Control System*). Quando operacional, o EATCS irá providenciar um sistema permanente de controlo térmico do IATCS (*On-Orbit Segment Internal Active Thermal Control Subsystems*), composto por circuitos de água e aviónicos das estruturas externas da ISS.

Os equipamentos EATCS contêm o "*Pump Module Assembly*" (PM), o "*Ammonia Tank Assembly*" (ATA), o "*Nitrogen Tank Assembly*" (NTA), três radiadores ORU (*Orbital Replacement Unit*), seis módulos RBVN (*Radiator Beam Valve Modules*), uma junta térmica de radiação TRRJ (*Thermal Radiator Rotary Joint*), e inúmeros cabos de transporte de amónia, caixas de junção e aquecedores.

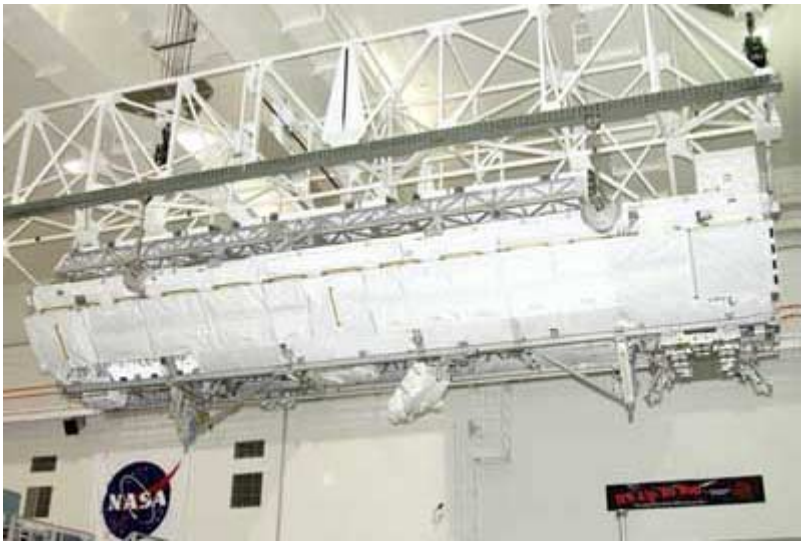
O S1 também contém o segundo conjunto de subsistemas de comunicação em banda-S (referenciado como "*String-1*" ou "*S-Band-S*") incluindo uma montagem de suporte SASA (*S-band Antena Support Assembly*), um repetidor e um processador de sinal BSP (*Baseband Signal Processor*). Outro material já integrado anteriormente na estrutura S1 inclui dois SSMDM (*Space Station Multiplexer/Demultiplexer*), uma unidade de conversão DDCU-E (*DC-to-DC Converter Unit*), dos sistemas de distribuição de energia secundários SPDA (*Secondary Power Distribution Assemblies*), duas juntas RJMC (*Rotary Joint Motor Controllers*), um sistema de junção SSAS (*Segment-to-Segment Attach System*), um sistema SSAS activo com dois controladores BBC (*Bus Bolt Controllers*), um dispositivo de transporte CETA (*Crew and Equipment Translation Aid*), quatro acelerómetros, e finalmente duas montagens de suporte para câmaras de vídeo "*stanchions*" VCSA (*Video Camera Suppot Assemblies*).

A estrutura ITS-S1 começou a ser construída em Maio de 1998 em Huntington Beach, Califórnia, sendo o trabalho de montagem finalizado em Huntsville, Alabama, em Março de 1999. O S1 foi transportado para o KSC em Outubro de 1999 para o processamento final antes do voo e em Junho de 2002 a Boeing entregou o S1 à NASA para as preparações finais e verificações antes da missão.

Como já foi referido, o S1, e posteriormente o ITS-P1 (a ser transportado na missão STS-113 e que constitui virtualmente uma cópia do S1, sendo a imagem deste num espelho), oferecem uma estrutura de suporte para o sistema ATCS, para o MT (*Mobile Transporter*), um dispositivo CETA e diversas antenas. O S1 tem um sistema de banda-S e o P1 um sistema UHF. Ambas as estruturas têm localizações de montagem para câmaras e dispositivos de iluminação.

Adicionalmente, o S1 e o P1 transportam um radiador como parte do sistema de arrefecimento e aquecimento da estação. Os radiadores são abertos em órbita e usam amónia com uma pureza de 99,9% para realizarem a tarefa. Os radiadores também podem rodar sobre um eixo por forma a se manterem na sombra e afastados da luz solar. Cada radiador está seguro por 18 sistemas de bloqueio durante o lançamento, sendo retirados durante uma actividade extraveícular.

O S1 irá aumentar a extensão do carril do MT. O veículo MT pode-se deslocar ao longo da estrutura ITS, podendo transportar astronautas, ferramentas, materiais de montagem e o Canadarm2. O SI tem um comprimento de 13,72 metros, uma largura de 1,83 metros e uma altura de 4,57 metros. Composto principalmente por alumínio, tem um peso de 12,57 t e teve um custo de US$390.000.000.



Por seu lado o convés médio do vaivém Atlantis encontrava-se ocupado com muita instrumentação para auxilio à montagem da ISS, além de material logístico e outras cargas que incluíam equipamentos para as várias actividades extraveículares, lâmpadas para o CETA, dois grupos externos de televisão ETVCG (*External Television Cameras Groups*), conjuntos portáteis de computadores PCS (*Portable Computer System*), conjuntos médicos CheCS (*Crew Health Care System*), equipamento de televisão e registo fotográfico de imagens, equipamento de transferência de água e um número de equipamentos a serem utilizados na ISS:

- Cargas Desactivadas
  - PGBA-S "*Plant Generic Bioprocessing Apparatus-Stowage*";
  - Silênciador/Amortecedor do PGBA;
  - Dois sistemas criogénicos CBOSS "*Cellular Biotechnology Operating Science System*";
  - HRF-Res "*Human Research Facility Resupply*";
  - ZCG-SS "*Zeolite Crystal Growth-Sample Stowage*", estuda o crescimento de cristais de zeolite;
- Cargas Activadas
  - CGBA "*Commercial Generic Bioprocessing Apparatus*", que pretende investigar o comportamento das células corticais renais e agentes infecciosos, leveduras e salmonelas, num ambiente de micro-gravidade;
  - PGBA, pretende estudar o efeito da nicro-gravidade nas plantas, testando a hipótese de uma alteração no metabolismo das plantas;
  - PCG-STES-7 "*Protein Crystal Growth-locker Thermal Enclosure System-7*", estuda o crescimento em micro-gravidade de cristais de alta qualidade de proteínas seleccionadas;

No final da sua missão o Atlantis também regressou com algumas experiências que haviam permanecido a bordo da ISS por alguns meses:

- Cargas Desactivadas
  - EarthKAM-EUE "*EarthKAM-Experiment Unique Equipment*";
  - ADVASC-GC "*Advanced Astroculture-Growth Chamber*", esta experiência privada testou o crescimento da soja por forma a determinar se as plantas que se desenvolveram em micro-gravidade produziram sementes com uma composição química única;
  - Amostras do ADVASC – ADVASC-S2D e ADVASC-S3D;
  - Amostras e informação obtida com o HRF-Increment 4;
  - ZCG-SS "*Zeolite Crystal Growth-Sample Stowage*"

- Módulo de armazenamento do ZCG-SS;
- MEPS-S10 "*Microencapsulation Electrostatic Processing System*", pretende desenvolver grandes quantidades de micro-capsulas com multi-camadas que possam ser colocadas no corpo humano;
- Duas CBOSS;

- Cargas Activadas
  - PCG-STES-9;
  - PCG-STES-10.

O vaivém Atlantis transportou também algumas cargas secundárias nas quais se incluíam o SHIMMER (*Spatial Heterodyne Imager for Mesospheric Radicals*) que consistia num telescópio, um interferómetro, sistema de ópticas e um CCD (*Charged Coupled Device*), tudo englobado num único sistema de observação. O SHIMMER foi utilizado para avaliar uma nova técnica de detecção remota utilizando luz ultravioleta e que é designado como espectroscopia SHS (*Spatial Heterodyne Spectroscopy*). O SHIMMER realizou observações globais da distribuição da densidade vertical do gás Hidroxil (OH) na atmosfera terrestre, entre uma altitude de 40 Km e 90 Km. O SHIMMER estava armazenado em dois armários no convés médio do Atlantis durante o lançamento e regresso à Terra, sendo removido durante as operações em órbita e montado numa janela lateral do vaivém.

O Atlantis também transportou uma carga que é frequentemente designada como "*Payload of Oportunity*". Neste caso a carga RAMBO (*RAM Burn Obsevation*) destinou-se a calibrar o satélite RAMBO. Para esta calibração foi necessário que o Atlantis leva-se a cabo algumas manobras orbitais com queimas retrógadas, posigradas e queimas fora do plano orbital do vaivém. A localização do satélite RAMBO é secreta, mas crê-se de que se está a tratar do satélite MSX (*Midcourse Space Experiment*). O satélite MSX leva a cabo três tipos de observações/testes: a) observação da chama resultante de uma ignição; b) observação de objectos em órbita, e c) testes de detecção e aquisição de informação.

No caso dos testes de observação da chama resultante de uma ignição por parte do vaivém espacial, requer que este use um motor do sistema de manobra orbital (OMS) ou então dois motores do sistema de manobra dianteiro RCS. Os motores entrariam em ignição na direcção dos sensores de observação do satélite ou então num ângulo em relação ao vector velocidade do vaivém. De notar que uma queima retrógada faz baixar a altitude orbital do veículo.

Durante a permanência em órbita foram realizadas várias experiências incluídas nos DSO (*Detailed Supplementary Objectives*). Os objectivos destas DTO foram o de determinar a extensão fisiológica da alteração das condições impostas pelo voo espacial, testar medidas para contrabalançar estas alterações e caracterizar o ambiente do vaivém espacial e da ISS relativamente à saúde da tripulação a bordo. Por seu lado, os chamados DTO (*Detailed Test Objectives*) têm como objectivo testar, avaliar ou documentar os sistemas do vaivém espacial e outra instrumentação, ou propor melhoramentos no sistema do vaivém espacial ou na ISS (seus sistemas e operações).

As experiências DSO a bordo da missão STS-112 foram:

a) DSO-490-B "Bio-disponibilidade e Efeitos na Performance causados pela Prometazina Durante o Voo Espacial" – A Prometazina (PMZ) é o medicamento por excelência utilizado para minimizar os efeitos do enjoo espacial (SMS – *Space Motion Sickness*) durante os voos do vaivém. Porém, os efeitos secundários associados revelam-se na forma de tonturas, sonolência, sedação e redução da performance psicomotora, que por sua vez afecta a performance da tripulação. A experiência DSO-490-B teve como objectivo avaliar os efeitos da micro-gravidade na bio-disponibilidade do PMZ, performance, efeitos secundários e eficácia no tratamento da SMS, estabelecendo uma relação entre a dosagem e a bio-disponibilidade através de administração intravenosa, oral ou por supositórios, comparando os resultados obtidos com valores registados antes do voo.

b) DSO-493 "Monitorização nos Astronautas da Reactivação de Viroses Latentes e Derramas" – A DSO-493 teve como objectivo determinar a frequência da reactivação induzida do vírus da herpes, derrama do vírus da herpes e outras doenças, após a exposição aos factores físicos, fisiológicos e psicológicos do "stress" do voo espacial.

c) DSO-498 "Voo Espacial e Função Imunitária" – Pretendeu caracterizar os efeitos do voo espacial nos elementos da imunidade humana que são importantes na manutenção de uma defesa efectiva contra os agentes de infecção. O papel dos neutrófilos, monócitos e células citotóxicas, elementos importantes na resposta imunitária, foi estudado como parte desta DSO.

d) DSO-499 "Movimentos Oculares e Percepção Induzida do Movimento por uma Rotação Não Vertical de Pequenos Ângulos Após o Voo Espacial" – O objectivo desta experiência foi o de examinar as alterações no processamento neural do efeito da gravidade após a adaptação a um ambiente de micro-gravidade. As

respostas oculo-motores e respostas de percepção induzida num movimento de rotação não vertical, serão comparadas com valores obtidos antes do voo por forma a determinar o tempo de recuperação. A comparação de informação obtida em voos de curta e longa duração, irá determinar o efeito da duração do voo neste problema.

e) DSO-501 "Efeitos dos Voos Espaciais de Curta Duração no Balanço Cito-cinético entre Tipo 1 e Tipo 2, e a Regulação Endócrina" – Estudar os efeitos da regulação entre os dois tipos de células cito-cinéticas e o papel do sistema neural-endócrino nesse balanço.

f) DSO-503-S "Teste da Midodrina como uma Contramedida à Hipotensão Ortostática Após o Voo Espacial" – Avaliar as novas medidas farmacêuticas contra os efeitos da Hipotensão Ortostática após o voo espacial.

g) DSO-634 "Registo Gráfico da Actividade Durante os Períodos de Sono e Acordado, e Avaliação da Exposição à Luz Durante o Voo Espacial" – Procura compreender os efeitos do voo espacial no sono bem como actuar como uma ajuda no desenvolvimento de medidas efectivas para as missões de curta e longa duração.

h) DSO-635 "Reorientação Espacial Após o Voo Espacial" – Examinar as alterações adaptativas na referência espacial usada para codificar a orientação espacial e o controlo senso-motor, bem como a fragilidade do processo adaptativo e a fiabilidade dos estados de alteração no processamento central vestibular via estímulos sensoriais discordantes usando testes de controlo de balanço e respostas dos movimentos oculares numa centrifugadora.

Por seu lado, As experiências DTO a bordo da missão STS-112 foram:

a) DTO-264 "Validação do Modelo Dinâmico do Braço-Robot da Estação Espacial" – O propósito da experiência DTO-264 é o de assegurar a performance do sistema de controlo do vaivém espacial e avaliar as cargas induzidas no sistema de manipulação remota do veículo pela operação dos sistemas de orientação (OMS e RSC) do vaivém.

b) DTO-700-14 "*SS-GPS Single-Stream Global Positioning System*" – O objectivo do SS-GPS foi o de demonstrar a performance e operacionalidade do sistema GPS durante as fases de ascensão, operações em órbita, reentrada e aterragem.

c) DTO-805 "Performance na Aterragem com Ventos Cruzados" – Pretendeu demonstrar a capacidade de se realizar uma aterragem manual do vaivém espacial na presença de ventos com uma velocidade entre os 8,7Km/h e os 13,0Km/h, e com uma inclinação de 90º em relação à direcção do movimento do veículo.

O problema das fissuras nos motores SSME

Durante uma inspecção de rotina realizada aos motores SSME do vaivém espacial Atlantis no dia 17 de Junho, foram descobertas uma série de pequenas fissuras no revestimento interior de uma tubagem de 30 cm que conduz o hidrogénio líquido para o motor SSME n.º 1 do vaivém. No dia seguinte foram descobertas mais duas fissuras e inspecções posteriores vieram a revelar fissuras em toda a frota de vaivéns da NASA (3 fissuras no Discovery, 3 fissuras no Columbia e 2 fissuras no Endeavour), o que levou a adiamentos de várias semanas em algumas missões. Ao analisarem as fissuras verificou-se que 7 fissuras estavam localizadas nos revestimentos de tubagens que transportavam o combustível para o SSME n.º 1 de cada vaivém, uma estava directamente localizada por debaixo do estabilizador vertical de um dos veículos e as restantes quatro estavam localizadas nos revestimentos de tubagens que transportavam o combustível para o SSME n.º 2. Seis fissuras teriam uma forma em circunferência e cinco seriam axiais, sendo cinco fissuras descobertas por inspecção visual, duas fissuras foram descobertas utilizando ultra-sons e quatro utilizando um teste eléctrico que determina áreas de fraqueza numa liga metálica. Os engenheiros da NASA também vieram a descobrir fissuras semelhantes num motor utilizado no

Centro Espacial Stennis, Mississipi, para testar os conjuntos de motores do vaivém em finais dos anos 70 e início dos anos 80.

Apesar da NASA não estar preocupada com a possibilidade de se verificar uma fuga de combustível no principal sistema de propulsão do vaivém, pôs a possibilidade de as fissuras resultarem na separação de pequenos fragmentos de metal do revestimento e que pudesse contaminar o combustível ou os motores, levantando assim a probabilidade da ocorrência de uma falha catastrófica durante o lançamento. Enquanto que no vaivém espacial Columbia o revestimento é feito de aço inoxidável CRES-321 (*Corrosion Resistant Stainless Steel-321*), nos restantes vaivéns o revestimento é feito de um material denominado Inconel-718 (super-liga de níquel e ferro). A descoberta destas fissuras também levou a NASA a rever os seus procedimentos nas inspecções realizadas regularmente aos veículos recuperáveis e determinar o porquê do facto destas fissuras não terem sido descobertas mais cedo.

Análises posteriores realizadas ás fissuras, com um comprimento da ordem dos 7,6 mm, verificaram que estas não estavam relacionadas com a idade dos motores e poderiam ter sido causadas pela tensão exercida durante a soldagem na instalação dos revestimentos. Muito provavelmente estas fissuras já existiriam à muitos anos em todos os vaivéns. Os engenheiros da agência espacial americana obtiveram reproduções das fissuras por forma a serem analisadas ao microscópio e determinaram que a causa teria sido um ciclo repetido de fadiga do material devido à recorrência de cenários de tensão causados pela vibração, sons, alterações de temperatura e a própria instalação dos revestimentos.

O problema das fissuras foi resolvido aplicando uma técnica que passou pela soldagem e posterior polimento no local onde as fissuras foram encontradas, impedindo assim uma possível expansão dessas mesmas fissuras. O processo de soldagem aplicado é denominado "*Gas Tungsten Arc Welding*" que origina uma soldagem limpa e com uma quantidade mínima de resíduos. Esta técnica é usualmente utilizada na soldagem de materiais sensíveis ao oxigénio. No caso das tubagens dos vaivéns, a soldagem teve de ser efectuada usando uma penetração total no material apesar do bico de soldagem só ter acesso de um dos lados da tubagem, aumentando assim a dificuldade de todo o processo.

Como uma quantidade mínima de detritos é crítica para os SSME, as vantagens da técnica de "*Gas Tungsten Arc Welding*" sobre os métodos convencionais de soldagem por arco eléctrico são a quase ausência de detritos. Este tipo de soldagem não deixa qualquer escória no processo e resíduos mínimos na parte posterior do local de aplicação da soldagem, onde o acesso é muito limitado. As tubagens de hidrogénio requerem um nível de limpeza da ordem dos 400 microns, significando que nenhuma partícula com um tamanho maior do que 400 microns pode ser observada na tubagem após a reparação.

O acesso limitado à área de reparação criou um número de desafios adicionais para o soldador. Devido à utilização de árgon no processo de soldagem, o soldador estava equipado com um sensor de oxigénio que media os níveis de gás respirável. Outro sensor de oxigénio estava localizado próximo da zona de soldagem por forma a garantir que não existia oxigénio junto à zona a soldar.

Todo o processo de soldagem foi desenvolvido no Centro Espacial de Marshall, Huntsville – Alabama, e consistia numa série de passagens do bico de soldagem sem a utilização de qualquer material (solda) por forma a reduzir e eliminar toda a tensão superficial causada pelas passagens consecutivas.

O problema das fissuras nos transportadores

Para além dos problemas registados nos SSME dos vaivéns espaciais, a NASA esteve a braços com outras fissuras descobertas nos transportadores gigantescos que são utilizados para transportar os vaivéns espaciais desde o VAB até às plataformas de lançamento do Complexo 39. Os transportadores foram fabricados nos anos 60 para transportarem os foguetões lunares Saturno-V

Cada um dos transportadores utiliza grandes 16 suportes cilíndricos JEL (*Jacking, Equalization and Leveling*) com uma largura de 0,5 metros, para elevar o vaivém e a plataforma móvel de lançamento e para manter essa carga de 5.442 t nivelada enquanto percorre o declive de 5º até às plataformas do Complexo 39.

Cada transportador mede 40 metros de comprimento e 34,5 metros de largura, tendo um peso de 2.495 t. Podem-se mover a uma velocidade máxima de 3,2 Km/h sem carga e 1,6 Km/h com carga, utilizando 16 motores de tracção com uma potência de 380 cavalos-vapor alimentados por 4 geradores a diesel de 1.000 Kw.

No início do mês de Agosto, e durante trabalhos de manutenção de dois cilindros JEL, os engenheiros foram surpreendidos pela descoberta de várias fissuras nos cilindros. Inspecções adicionais foram ordenadas e foram posteriormente descobertas fissuras em quase metade dos suportes.

Os problemas no transportador foram resolvidos com a substituição dos JEL danificados.

Contagem decrescente e lançamento da missão STS-112

Com todos os problemas que surgiram nos meses de Junho, Julho e Agosto, a NASA decidiu a 22 de Agosto adiar o lançamento do Atlantis para o dia 2 de Outubro para permitir mais tempo de reparação nos motores do vaivém e no transportador.

O Atlantis foi finalmente transportado para a plataforma de lançamento no dia 10 de Setembro tendo saído do VAB às 0527UTC e chegado à plataforma B às 1438UTC. O transporte entre o VAB e o Complexo 39 foi realizado pelo transportador n.º 2.

No dia 17 de Setembro foi realizado o chamado "*Flight Readiness Review*" (FRR) que confirmou a data de 2 de Outubro como a data de lançamento da missão STS-112 entre as 1900UTC e as 2300UTC, pois a hora de lançamento só seria divulgada 24 horas antes do lançamento devido às restrições de segurança impostas pela NASA após os ataques terroristas de 11 de Setembro de 2001.

A contagem decrescente teve início a 29 de Setembro mas no dia seguinte a NASA decidiu adiar o lançamento por 24 horas devido à passagem do tufão Lili pelos estados da Louisiana e do Texas que obrigou, pela primeira vez ao encerramento do Centro de Controlo de Houston, Texas. O lançamento seria posteriormente adiado para o dia 7 de Outubro (com a janela de lançamento entre as 1840:51UTC e as 1850:50UTC) devido às más condições atmosféricas em Houston.

A contagem decrescente foi retomada no dia 5 de Outubro, mas logo a NASA detectou um outro problema capaz de adiar o lançamento do Atlantis. A 6 de Outubro os engenheiros da NASA lidavam com um problema num aquecedor suplente utilizado para manter livre de gelo uma conduta de água para uma célula de combustível. No entanto os controladores de voo possuíam duas outras maneiras de manter a água corrente no sistema e estavam optimisticos quanto à resolução deste problema que acabou por não interferir na contagem decrescente-

Às 0135UTC do dia 7 de Outubro a contagem decrescente encontrava-se suspensa a T-11h numa altura em que a torre de serviço da Plataforma 39B já havia sido separada do Atlantis e colocada na posição de lançamento. A contagem decrescente seria retomada às 0350UTC. Seguidamente procedeu-se à activação das células de combustível do Atlantis e todo o pessoal não necessário seria ordenado para se retirar da plataforma de lançamento.

A contagem decrescente entrava numa paragem de duas horas às 0850UTC (T-6h). Às 1022UTC a NASA anunciava que o problema com um aquecedor suplente registado no dia anterior não era importante para o lançamento e que as condições atmosféricas haviam melhorado e que agora havia uma possibilidade de 90% de condições aceitáveis para o lançamento. O início da bombagem de hidrogénio e oxigénio líquido para o ET deu-se às 1020UTC e nesta fase todos os técnicos haviam já abandonado a plataforma de lançamento. Durante o abastecimento o tanque exterior do Atlantis recebeu 541.255 litros de oxigénio líquido (a –183,33ºC) que ocupa o último terço do depósito, enquanto que 1.457.25 litros de hidrogénio líquido (a –252,78ºC) ocupam os restantes dois terços do depósito. Todo o combustível será consumido durante a ascensão de pouco mais de oito minutos até à órbita terrestre. O combustível criogénico é bombeado de dois depósitos esféricos através de condutas de alimentação para a plataforma de lançamento e por sua vez para o compartimento traseiro do vaivém de onde segue para o tanque de combustível exterior. O abastecimento de combustível foi dado como concluído às 1320UTC.

A contagem decrescente foi retomada às 1050UTC (T-6h). Com o fim do abastecimento do tanque exterior de combustível criogénico, duas equipas foram enviadas para a plataforma de lançamento: a "*Orbiter Closeout Crew*" (OCC) irá preparar o módulo da tripulação vaivém para a chegada dos astronautas, enquanto que a "*Final Inspection Team*" (FIT) irá verificar o estado do veículo e procurar qualquer formação de gelo que possa ter resultado do processo de abastecimento anterior. A FIT é composta por vários engenheiros e por um oficial de segurança e tem como função percorrer toda a estrutura da torre de serviço e da plataforma de lançamento. Além de procurar por gelo resultante das baixas temperaturas do oxigénio e do hidrogénio líquidos, a equipa procura também por detritos que possa voas devido à ignição dos motores do Atlantis e consequentemente atingir o veículo nos primeiros segundos do lançamento.

A FIT procura também estudar a integridade térmica do isolador do tanque exterior de combustível. Para tal utiliza um sensor térmico portátil que reúne medidas de temperatura na superfície do vaivém e que pode detectar qualquer fuga de combustível. O sensor é utilizado para obter medições de temperatura no ET, nos SRB, no vaivém, nos SSME e nas várias estruturas da plataforma de lançamento. Devido à sua grande capacidade para distinguir diferenças de temperatura, o sensor térmico pode detectar hidrogénio em combustão.

Todos os membros da equipa envergam um fato protector cor-de-laranja anti-estático e resistente ao fogo. Cada membro possui também um sistema de emergência com uma unidade de respiração com 10 minutos de ar. Esta mesma equipa irá realizar uma inspecção à plataforma após o lançamento, procurando algo de estranho ou mesmo peças que se possam ter separado do vaivém no lançamento.

Às 1350UTC (T-3h) a contagem decrescente entrava mais uma vez numa paragem de duas horas. Às 1440UTC verificava-se que o céu sobre o Centro Espacial Kennedy estava limpo de nuvens, no entanto algumas nuvens

aproximavam-se vindas do Oceano Atlântico o que levava a uma condição de "*no-go for launch*" devido à existência de nuvens de trovoada. Porém, os meteorologistas previam nesta fase que as condições atmosféricas para o lançamento tinham uma probabilidade de 90% de serem aceitáveis para a hora da ignição.

Às 1520UTC os astronautas do Atlantis recebiam um relatório final sobre as condições meteorológicas previstas no Cabo Canaveral e nos locais de aterragem de emergência localizados na Califórnia (Edwards Air Force Base), Novo México (White Sands) e em Espanha (Saragoça).

A contagem decrescente era retomada às 1550UTC (T-3h) sem que qualquer problema fosse registado. As condições meteorológicas eram previstas ser favoráveis para o lançamento apesar de nesta altura o céu apresentar algumas nuvens. Nesta fase todo o Centro Espacial Kennedy encontrava-se em "Phase 1" de prevenção da possibilidade da ocorrência de relâmpagos.

As actividades dos astronautas nas horas que antecedem o lançamento é mantida em segredo e o anuncio da saída da tripulação do OCB (*Operations & Checkout Building*) só é feito minutos mais tarde. Às 1604UTC o veículo AstroVan que transporta os astronautas até plataforma de lançamento, passava pelo KSCPS (*Kennedy Space Center Press Site*) a caminho da plataforma 39B. O AstroVan havia já parado junto do LCC (*Launch Control Center*) para que alguns membros da NASA e oficiais da agência espacial saíssem do veículo e pudessem ocupar os seus lugares junto das consolas de controlo na "*Firing Room*". Os astronautas chegavam à plataforma de lançamento pelas 1630UTC e de seguida tomava o elevador que os levaria a uma plataforma situada a 60 metros do solo e que dá acesso ao OAA (*Orbiter Access Arm*) e à "*White Room*" que por sua vez dá acesso à cabina da tripulação do Atlantis. Na "*White Room*" a tripulação recebe o equipamento de comunicação e outro material antes de ingressar no Atlantis.

Às 1618UTC as condições atmosféricas ainda não permitiam o lançamento devido à possibilidade da ocorrência de trovoadas, além da presença de nuvens cumulus, condições atmosféricas incertas, tecto de visibilidade baixo e a presença de muita humidade com uma grande carga eléctrica no ar.

Após receberem o equipamento no "*White Room*" os astronautas começaram a ingressar no Atlantis. O primeiro membro da tripulação a entrar no vaivém foi o Comandante Jeffrey Ashby (1632UTC) que ocupou o assento localizado no convés superior na posição frontal esquerda. De seguida (1635UTC) foi a vez do Especialista de Missão n.º 1, David Wolf, entrar no vaivém e ocupar o assento esquerdo no convés médio do Atlantis. A Piloto Palmela Melroy ocupou (1644UTC) o assento ao lado de Jeffrey Ashby no convés superior e o cosmonauta Especialista de Missão n.º 4, Fyodor Yurchikhin, ocupou (1651UTC) o assento central no convés médio. Às 1701UTC foi a vez do astronauta Especialista de Missão n.º 3 Piers Sellers entrar no vaivém e ocupar o assento posterior direito no convés superior. A astronauta Sandra Magnus, Especialista de Missão n.º 2, entrava no vaivém às 1719UTC e ocupava o assento central posterior no convés superior do Atlantis.

Às 1712UTC era iniciada a operação do "*sotfware*" do sequenciador de lançamento que controla os últimos nove minutos da contagem decrescente. Nesta altura as condições atmosféricas no Centro Espacial Kennedy não permitiam o lançamento do vaivém ainda devido à possibilidade de trovoadas nas proximidades.

Com todos os astronautas no interior do vaivém espacial iniciaram-se as operações para fechar a escotilha de acesso ao Atlantis por parte da equipa OCC. Nesta altura procedeu-se também à ligação dos geradores de calor das unidades hidráulicas de energia dos SRB, começando a purga de nitrogénio na parte posterior dos propulsores e iniciando-se a activação dos RGA (*Rate Gyro Assemblies*) que são utilizados pelo sistema de controlo de voo durante a ascensão, reentrada e nas possíveis abortagens no lançamento como indicadores de erros que são utilizados para aumentar a estabilidade e como indicadores da direcção da altitude nos écrans nas consolas do Comandante e do Piloto do vaivém espacial.

Às 1745UTC todo o material não necessário para o voo havia sido retirado no Atlantis e o Centro de Controlo dava luz verde para o encerramento da escotilha do vaivém. A escotilha do Atlantis foi encerrada às 1754UTC e logo a seguir levaram-se a cabo os testes para verificar a boa selagem e a possível existência de fugas. Às 1750UTC iniciava-se o alinhamento das unidades de medição de inércia IMU (*Inertial Measurement Units*) que foram calibradas nas últimas horas da contagem decrescente e que são usadas pelos sistemas de navegação do vaivém para determinar a posição do veículo durante o voo.

As antenas de banda-S na estação de rasteio MILA (*Merritt Island Spaceflight Tracking & Data Network Stations*) alteraram a captação de baixa para alta potência às 1750UTC por forma a puderem transmitir as comunicações, bem como os dados de telemetria, entre o Atlantis e o Controlo da Missão durante os primeiros minutos de voo. Após esta fase a recepção e transmissão dos sinais do vaivém é feita utilizando um satélite TDRS em órbita terrestre.

A contagem decrescente entrava em mais uma paragem às 1830UTC (T-20m). Durante esta paragem todos os computadores na "*Firing Room*" do Complexo 39 são verificados se possuem o "*software*" necessário para a

continuação da contagem decrescente. Também nesta fase se verifica a prontidão do conjunto de veículos em terra que darão apoio ao vaivém em caso de uma aterragem de emergência.

Ainda durante a paragem dá-se a finalização do alinhamento das unidades IMU e iniciam-se os preparativos para a transição dos computadores do Atlantis para o denominado "*Mode-101*", que configura a memória dos computadores para a fase final da contagem decrescente.

Às 1835UTC termina a configuração do computador BFS (*Backup Flight System*) que é utilizado caso ocorra uma aterragem de emergência. Ainda nesta fase termina a transferência das instruções do sistema primário do *software* de aviónicos PASS (*Primary Avionics Software System*) para o BFS, por forma a que ambos os sistemas estejam sincronizados. Em caso de falha no sistema PASS, o BFS assume o controlo do vaivém durante o voo.

O Comandante do Atlantis iniciou a pressurização do sistema de nitrogénio gasoso nos motores OMS (*Orbiter Maneuvering System*) do vaivém e a Piloto Palmela Melroy activou o abastecimento de nitrogénio para os aquecedores de água das APU (*Auxiliary Power Units*).

A contagem decrescente é retomada às 1840UTC (T-15m) após uma paragem de dez minutos. Cinco minutos mais tarde, Palmela Melroy iniciava a configuração dos écrans no interior da cabina do vaivém e Jeffrey Ashby iniciava a instrumentação de orientação do sistema de abortagem. Os computadores do vaivém começavam também a receber do Centro de Controlo de Missão, em Houston, os parâmetros de orientação baseados na hora de lançamento prevista. Às 1848UTC, Melroy reconfigurava o sistema de hélio do MPS (*Main Propulsion System*) e a contagem decrescente era novamente suspensa às 1851UTC (T-9m). Esta paragem teve uma duração de 45 minutos e 51 segundos. O lançamento do Atlantis estava marcado para as 1945:51UTC numa altura em que a ISS se encontraria sobre o Oceano Pacífico a uma altitude de 386,23 Km. No momento do lançamento do Atlantis o plano orbital da ISS passa directamente sobre a plataforma de lançamento. A janela de lançamento disponível abre às 1940:51UTC e encerra às 1950:50UTC. Comparando estes dados, vemos que a primeira metade da janela de lançamento não foi utilizada e caso surgisse algum contratempo a NASA só iria dispôs de 4 minutos e 59 segundos para lançar o Atlantis.

As duas embarcações encarregadas de fazer a recolha dos dois propulsores laterais de combustível sólido, o Freedom Star e o Liberty Star, anunciaram às 1916UTC que se encontravam na zona de recolha a 225,30 Km NE do Centro Espacial Kennedy, junto à costa de Jacksonville, Florida. Os dois barcos recolhem os dois SRB e transportam os dois propulsores até Port Canaveral onde são desmantelados e enviados para a fábrica da Thiokol no Utah para uma manutenção e futura reutilização.

Às 1921UTC era dada luz verde, por parte do Director da MMT (*Mission Manegement Team*), para o lançamento após recolher a opinião de todos os técnicos da equipa. Às 19630UTC era dada a ordem para se ligar a chamada "*shuttlecam*" colocada no ET e que transmitiria imagens nunva vistas do lançamento de um vaivém espacial.

A contagem decrescente é retomada às 1936:51UTC (T-9m) com o sequenciador de lançamento GLS (*Ground Launch Sequencer*) a controlar agora as operações. Às 1938:21UTC (T-7m30s) dava-se a recolha do braço de acesso ao vaivém. Este braço, que permite a entrada dos astronautas no vaivém espacial, pode ser recolocado na sua posição anterior em 15s caso surja alguma situação de risco.

A pré-inicialização das APU deu-se às 1939:51UTC (T-6m) e terminou às 1940:21UTC (T-5m30s), preparando as unidades para a inicialização às 1940:51UTC (T-5m). Estas unidades estão localizadas no compartimento posterior do Atlantis e fornecem a pressão necessária para os sistemas hidráulicos do vaivém, sendo utilizadas durante o lançamento e regresso à Terra. As APU têm como função fazer mover as superfícies aerodinâmicas do vaivém, movimentar as tubeiras dos SSME e abrir o trem de aterragem do vaivém. Após a iniciação das APU, procede-se à configuração dos sistemas de aquecimento do vaivém. As válvulas de aquecimento do vaivém nos seus motores principais são desligadas em preparação da ignição que tem lugar a T-6,6s. Nesta altura também são armados os dispositivos de destruição do ET e dos SRB.

A activação das APU é terminada às 1941:51UTC e a sequência final de purga de hélio tem lugar no sistema de propulsão principal, preparando assim o sistema válvulas de combustível para a ignição dos motores. As superfícies aerodinâmicas do vaivém executam também uma série de movimentos pré-programados para se verificar a sua prontidão para o lançamento, testando também o sistema hidráulico do vaivém. Um teste semelhante é levado a cabo com as tubeiras do SSME a T-3m30s (1942:21UTC) terminando 30s mais tarde.

Às 1943:51UTC (T-2m30s) é encerrada a válvula de equalização de pressão do tanque de LOX do ET e inicia-se a sua pressurização para o lançamento. Nesta altura observa-se a separação do sistema de ventilação do oxigénio gasoso no topo do ET e a verificação da sua total retracção tem lugar a T-37s.

Aos T-2m (1943:51UTC) os astronautas a bordo do Atlantis foram avisados para encerrarem as viseiras dos seus capacetes e a T-1m57s (1943:54UTC) termina o reabastecimento dos tanques de oxigénio e hidrogénio líquido do ET. Este reabastecimento é mantido durante a contagem decrescente devido a natureza criogénica do LOX e do LH_2. É entretanto iniciada a pressurização do tanque de hidrogénio líquido.

A T-1m (1944:51UTC) os computadores verificam a prontidão dos motores principais e armam o sistema de supressão das ondas sonoras que será activado a T-16s. da mesma forma é armado o sistema de ignição do hidrogénio residual que entrará em funcionamento a T-10s para queimar qualquer resíduo de hidrogénio presente junto dos SSME. O Atlantis começa a utilizar as suas fontes internas de energia e as válvulas de drenagem do LOX e do LH_2 são fechadas.

A sequência automática de ignição iniciou-se às 1945:20UTC (T-31s) com os computadores de bordo do Atlantis a conduzirem a fase final da contagem decrescente. De seguida são activadas as unidades hidráulicas de energia dos SRB, é feita uma verificação ao sistema de orientação das tubeiras dos propulsores e os *flap's* e travão vertical do vaivém são colocados na posição de lançamento.

A ignição sequencial dos motores principais do Atlantis inicia-se a T-6,6s (1945:44,4UTC) e a ignição dos SRB dá-se às 1945:51,074UTC (T=0s). Em 20s o Atlantis executou uma manobra de rotação sobre o seu eixo longitudinal e colocou-se na chamada "*wings-down level position*" na qual o astronautas se encontram verdadeiramente «de cabeça para baixo». Às 1646:25UTC (T+355s) os três motores principais diminuem a sua potência para 65% por forma a diminuir a carga aerodinâmica sobre a estrutura do veículo enquanto este percorrer as camadas mais densas da atmosfera terrestre. Os motores voltam a aumentar de potência ("*Atlantis, go at throttle up!!!*") aos T+60s (1646:51UTC), atingindo os 102%. Aos T+90s o vaivém pesa já metade do que pesava quando se encontrava na plataforma de lançamento.

Às 1948:01UTC (T+2m10s) dá-se a separação dos dois SRB que acabam por cair no Oceano Atlântico onde são recolhidos pelo Liberty Star e pelo Freedom Star. Na altura da separação dos dois propulsores a câmara instalada no ET ficou completamente obscurecida devido aos detritos resultantes da ignição das cargas explosivas que separaram os propulsores, notando-se somente uma ligeira silhueta do vaivém.

Às 1948:51UTC (T+3m) o Atlantis encontrava-se a 75,64 Km do Cabo Canaveral, viajando a 7.241,85 Km/h. às 1949:51UTC (T+4m) o Atlantis chegava ao ponto de "*Negative Return*" a partir do qual já não poderia regressar ao Centro Espacial Kennedy no caso de se dar a abortagem do voo. Aos T+4m30s (1950:21UTC) o Atlantis encontrava-se a 283,24 Km a NE do Cabo Canaveral.

Ao atingir T+5m10s (1951:01UTC) o Atlantis poderia já atingir a órbita terrestre somente com dois dos SSME a funcionar. Esta é uma situação denominada ATO (*Abort To Orbit*) que se verificou durante a missão espacial STS-51F levada a cabo pelo vaivém espacial OV-099 Challenger (15925 1985-063A) entre os dias 29 de Julho e 6 de Agosto de 1985. Nesta altura verificou-se que um dos SSME do Challenger deixou de funcionar antes da altura prevista, mas o vaivém foi capaz de atingir a órbita terrestre e levar a cabo a sua missão.

Às 1952:16UTC (T+6m25s) o Atlantis colocava-se na "*heads-up level position*" e às 1953:04UTC (T+7m15s) poderia atingir a órbita terrestre só utilizando um dos SSME. Às 1953:51UTC (T+8m) a potência dos SSME começou a diminuir para força de gravidade sobre o vaivém e os seus tripulantes.

O final da queima dos SSME, MECO, dá-se às 1654:26UTC (T+8m35s) com o Atlantis a atingir uma trajectória suborbital com um apogeu de 226,91 Km e um perigeu de 57,94 Km, tendo uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre. As três APU foram desactivadas às 2005:21UTC (T+19m30s), não sendo necessárias até ao regresso à Terra. A T+32m (2017:51UTC) duas portas situadas no dorso do Atlantis são fechadas para proteger o sistema umbilical que foi utilizado para ligar o vaivém ao ET.

Estando numa trajectória suborbital, o Atlantis necessitou de realizar uma queima com o OMS às 2028:00UTC (T+42m09s) para elevar o perigeu orbital. Após esta queima de 63s o Atlantis ficou colocado numa órbita com um apogeu de 230,13 Km, um perigeu de 157,71 Km e uma inclinação orbital de 51,6º, sem haver a necessidade de se proceder a qualquer correcção.

As duas portas do porão do vaivém foram abertas às 2123UTC, quando sobrevoava o Sul dos Estados Unidos, por forma expor os radiadores que libertam o calor gerado pelos instrumentos do Atlantis. A ordem para continuar as operações orbitais foi emitida às 2124UTC, permitindo aos astronautas despirem os seus fatos pressurizados e iniciarem a «perseguição» à estação espacial internacional.

Operações orbitais e acoplagem com a ISS

A tripulação do Atlantis acordou para o seu primeiro dia completo em órbita às 0946UTC do dia 8 de Outubro, ao som da música "*Venus and Mars*" interpretada por Paul McCartney and Wings e que foi dedicada ao astronauta David Wolf pela sua esposa.

Este dia em órbita foi dedicado à preparação de todos os sistemas do vaivém para as operações de encontro e acoplagem com a ISS. David Wolf e Piers Sellers, auxiliados por Pamela Melroy, vistoriaram os fatos extraveículares que seriam utilizados nas três saídas para o exterior da ISS e que seriam realizadas por Wolf e Sellers. Da mesma forma também foi verificada a operacionalidade do Canadarm pela astronauta Sandra Magnus auxiliada pelo Comandante do Atlantis. Os dois utilizaram o braço-robot para levarem a cabo uma vistoria do porão do vaivém. Os astronautas montaram uma câmara no ODS (*Orbiter Docking System*) que ajudará o Comandante Ashby durante as operações de acoplagem, além de estenderem o anel de acoplagem e de verificarem a instrumentação a utilizar no encontro com a estação. As operações científicas a bordo do vaivém foram iniciadas com a activação da experiência SHIMMER pelo astronauta David Wolf.

Foram levadas a cabo três manobras de elevação da orbita do Atlantis utilizando o seu OMS por forma a refinar os parâmetros de aproximação.

A tripulação do Atlantis iniciou o seu período de descanso de oito horas às 2346UTC tendo sido despertados para o terceiro dia de voo às 0746UTC do dia 9 de Outubro, com o tema "*The Best*" interpretado por Tina Turner e dedicado ao Comandante da missão Jeffrey Asby pela sua esposa.

O processo de aproximação à ISS é como um bailado orbital, com o vaivém a executar uma série de maneobras que o colocam cada vez mais perto da estação espacial. Ao chegar a uma distância de aproximadamente 15 Km é iniciada a fase terminal da aproximação. A partir deste ponto o Comandante e o Piloto do vaivém têm como função o controlo das pequenas ignições dos motores de manobra que são controladas por computador por forma a colocar o

vaivém a uma distância de 180 metros da ISS e directamente por debaixo do complexo. A aproximação é controlada manualmente a partir deste ponto pelo Comandante do vaivém que executa um pequeno *loop* até uma distância de 95 metros.

A ISS é presentemente constituída por quatro módulos habitáveis (Zarya, Zvezda, Unity e Destiny) e dois outros módulos utilizados como escotilhas de acesso ao exterior (Pirs e Quest). Se imaginarmos o sentido da direcção do movimento orbital da estação, e módulo Destiny surge em primeiro lugar seguido do módulo Unity e de um adaptador pressurizado (PMA) que o conecta ao módulo Zarya. Finalmente temos o módulo Zvezda no qual se encontra acoplado o módulo Pirs na posição nadir, isto é voltado para a superfície terrestre. Os veículos Progress habitualmente são acoplados no módulo Zvezda no seu sistema de acoplagem posterior, enquanto que os veículos Soyuz no módulo Pirs ou num sistema de acoplagem no módulo Zarya que se encontra na posição nadir. A quando da missão STS-112 o cargueiro Progress M1-9 encontrava-se acoplado no módulo Zvezda enquanto que o veículo Soyuz TM-34 se encontrava acoplado no módulo Zarya.

O módulo Quest está acoplado no lado direito do módulo Unity. Por seu lado a estrutura Z1, que contém quatro giroscópios para orientação da ISS, está colocado sobre o Unity na posição zénite. No topo do Z1 encontra-se o painel solar P6 que será posteriormente transportado para outra localização na ISS. O painel P6 também inclui um sistema de controlo térmico. Os painéis solares estendem-se por 73 metros de ponta a ponta e encontra-se a 27,5 metros da estação.

À linha imaginária que marca o caminho orbital da ISS dá-se o nome de V-bar (vector de velocidade). Por convenção todos os pontos que se encontram à frente da estação são considerados positivos, enquanto que os pontos que se localizam por detrás da estação são considerados negativos. Também se define uma linha imaginária entre a estação e o centro da Terra, denominando-se R-bar (vector radial).

Às 1337UTC o Atlantis encontrava-se a 11,3 Km da ISS e ambos os veículos encontravam-se a 393 Km de altitude. Uma pequena série de correcções orbitais tivera lugar às 1318UTC e uma segunda série acontecia às 1352UTC. O primeiro contacto via rádio entra a tripulação da ISS e a tripulação do Atlantis tinha lugar um pouco antes das 1355UTC. Às 1358UTC iniciava-se uma manobra de 20 minutos por parte da ISS por forma a ser colocar na atitude ideal para que a acoplagem tivesse lugar. Às 1405UTC o Atlantis chegava a uma distância de 3,2 Km e a terceira série de correcções orbitais tinha lugar às 1409UTC. Às 1415UTC os painéis solares da ISS eram colocados numa posição paralela à direcção do movimento do Atlantis para que pudessem ficar o mais protegidos possível dos gases dos motores de manobra do vaivém.

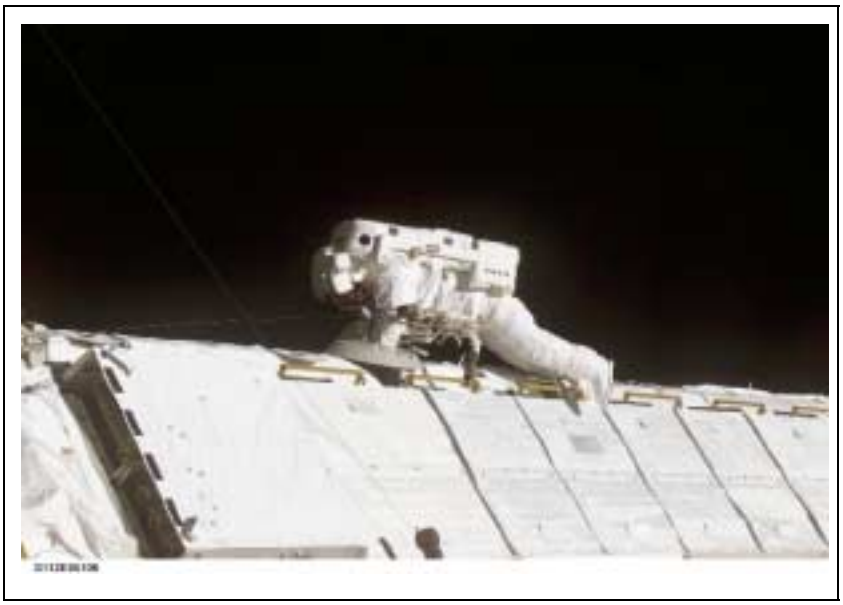
Com uma velocidade de aproximação de 1,5 Km/s o vaivém encontrava-se a 914 metros da ISS às 1415UTC. Às 1424UTC o Atlantis encontrava-se a 365,76 metros e viajava a uma velocidade relativa à ISS de 0,6 Km/s. A velocidade de aproximação era reduzida (1427UTC) para 0,4 Km/s a uma distância de 274 metros e às 1430UTC o vaivém estava a 243,8 metros por debaixo da ISS. Neste ponto o Atlantis executou uma manobra, controlada manualmente, para o colocar num ponto situado a 91,4 metros em frente do Unity (V-bar +91,4) às 1446UTC. Movendo-se a 0.03 m/s o Atlantis aproximou-se lentamente da ISS e às 1448UTC era activado o mecanismo de acoplagem no seu porão. Às 1456UTC os dois veículos encontravam-se sobre o centro da China e a distância entre ambos era de 58 metros, sendo reduzida para 23,5 metros às 1506UTC e para 14,6 metros às 1512UTC. Co um bom alinhamento entre os dois veículos e sem a necessidade de se executar qualquer manobra de realinhamento, foi dada a ordem final para a acoplagem. Às 1514UTC o Atlantis chegava a 6,1 metros da ISS e de seguida (1515UTC) os giroscópios de orientação da ISS eram desactivados para se proceder à acoplagem, enquanto que os motores de manobra do vaivém eram programados para se activarem de forma a forçarem a junção dos dois sistema de acoplagem após o contacto.

A acoplagem entre o Atlantis e a ISS teve lugar às 1517UTC, seis minutos antes do previsto. Após a acoplagem é necessário se proceder a uma espera por forma a que as oscilações relativas dos dois veículos desaparecessem e permitisse o alinhamento dos dois anéis de acoplagem. Pelas 1534UTC o anel de acoplagem havia sido totalmente recolhido e os sistemas de junção haviam selado os dois veículos. Antes da abertura das escotilhas é sempre necessário se proceder à verificação da inexistência de fugas e dos valores das pressões nos veículos. A abertura das escotilhas deu-se às 1651UTC permitindo assim a reunião das duas felizes tripulações.

Após uma curta cerimónia de recepção na ISS, o Comandante da Expedition Five, Valery Korzun, levou a cabo uma pequena palestra sobre os procedimentos de segurança na ISS. Ainda neste dia foram realizadas algumas actividades que passaram pela reconfiguração dos fatos extraveículares a serem utilizados nas saídas para o exterior da ISS e uma revisão dos planos de actividades para o dia seguinte.

Primeira EVA e colocação do ITS-S1

A primeira actividade extraveícular da missão STS-112 teve lugar no dia 10 de Outubro e foi realizada pelos astronautas David Wolf e Piers Sellers.



Pelas 1035UTC o Canadarm2, operado pela astronauta Peggy Whitson, já havia agarrado na estrutura S1 que se encontrava no porão do Atlantis. O processo de retirar o S1 do porão do vaivém é muito delicado e somente pelas 1103UTC é que se encontrava totalmente fora do porão. Às 1148UTC o Canadarm2 iniciava uma lenta rotação para alinhar o S1 com a estrutura S0 já colocada na estação espacial em Abril de 2002. Entretanto a escotilha do módulo Quest havia iniciado um lento processo de despressurização permitindo uma melhor adaptação dos dois astronautas. Dadiv Wolf terminou de envergar o seu fato às 1250UTC.

O S1 encontrava-se às 1322UTC numa posição que o permitiria ser conectado com o S0. Um mecanismo automático de ligação entre as duas estruturas foi activado e às 1338UTC encontravam-se firmemente ligados. Quatro parafusos motorizados foram activados às 1346UTC para segurar firmemente a junção das estruturas. Estes parafusos podem exercer uma força de 3,6 t a 7,3 t, sendo localizados nos quatro cantos da extremidade da estrutura S0. O último parafuso foi firmemente apertado mecanicamente às 1450UTC.

Entre as 1444UTC e as 1500UTC a despressurização da escotilha do módulo Quest foi suspensa para permitir a verificação dos sistemas de comunicação dos dois astronautas, sendo retomada às 1500UTC. Às 1519UTC os dois homens receberam luz verde para abrir a escotilha.

A saída para o espaço foi então iniciada às 1521UTC quando os dois astronautas iniciaram a utilização das baterias internas dos seus fatos espaciais. O astronauta David Wolf (identificado coma sigla EV1) era identificado pelas listas vermelhas no seu fato extraveícular, enquanto que o fato de Piers Sellers (identificado coma sigla EV2) não possuía qualquer lista.

A primeira tarefa dos dois homens foi a preparação das ferramentas a utilizar na saída para o espaço. Após a preparação das ferramentas, Wolf colocou-se num suporte na extremidade do Canadarm2 enquanto que Sellers retirava os dispositivos de segurança que seguraram durante o lançamento do Atlantis os radiadores térmicos instalados no S1. Wolf foi transportado para o seu local de trabalho para ligar três cabos entre o S0 e o S1. Estes cabos, ao contrário do que era esperado, encontravam-se todos emaranhados criando assim alguma dificuldade para Wolf. Após separar os cabos, Wolf foi capaz de prosseguir com a sua ligação, tendo-a finalizado às 1654UTC. Estes cabos têm como função a transmissão de energia e informação entre as duas estruturas.

A tarefa seguinte de Wolf foi a remoção do suporte de montagem da antena de banda-S (SASA – *S-band Support Assembly*) do S1 que se encontrava na sua posição de lançamento. Esta antena permitiu aumentar o fluxo de comunicações e transmissão de dados entre a ISS e os centros de controlo. Por seu lado, Sellers encontrava-se (1723UTC) a trabalhar na abertura de um sistema de segurança de um suporte de um radiador no lado oposto do local onde se encontrava Wolf.

Às 1825UTC a antena de banda-S era colocada na sua posição final pelos dois astronautas que de seguida procederam à junção de quatro ligações entre o S1 e a antena, permitindo o fornecimento de energia e a transmissão de dados e informação.

Após a colocação da antena, os dois homens passaram para a colocação e preparação do CETA, começando por eliminar os mecanismos de segurança (das 1900UTC às 2036UTC).

No final da saída para o espaço os dois homens encontraram alguns problemas que fizeram aumentar os seus ritmos cardíacos até às 170 pulsações por minuto. Quase no final da EVA, o Canadarm2 teve de ser desactivado como parte de um plano para ligar o sistema eléctrico do S1 ao sistema eléctrico da ISS. Porém, quando os controladores de voo tentaram reactivar o Canadarm2 utilizando um conjunto redundante de sistemas electrónicos, o braço-robot sofreu uma série de contratempos devido a problemas de *software*, não funcionando correctamente. Este facto forçou David Wolf a transportar a mão uma série de grandes componentes do sistema de televisão para a extremidade mais afastada do S1, colocando-o sobre pressão para que não embatesse com esse equipamento delicado na estrutura.

Após realizarem outras tarefas no exterior, os dois astronautas regressaram ao Quest às 2222UTC. Esta EVA teve uma duração de 7 h 1 m. Esta foi o 44º passeio espacial dedicado à construção da ISS, sendo o 19º a ter lugar a partir da ISS e o 10º a partir do módulo Quest. Com esta actividade extraveícular já foram gastas 272 h 45 m na construção da estação espacial ISS.

Para David Wolf esta foi a sua 2ª EVA, tendo agora um total de 10 h 7 m de experiência em EVA. Por seu lado, esta foi a 1ª EVA para o astronauta Piers Sellers.

Dia de descanso em órbita e segunda EVA

O dia 11 de Outubro foi um dia dedicado à transferência de mantimentos do vaivém para a ISS. Os astronautas David Wolf e Piers Sellers, além da astronauta Palmela Melroy, participaram numa série de entrevistas com a CBS Radio, com a CNN e com a Fox News.

A segunda EVA teve lugar no dia 12 de Outubro com a despressurização da escotilha a ser iniciada às 1350UTC atingindo o vácuo às 1427UTC. Oficialmente a segunda saída para o espaço da missão STS-112 iniciou-se às 1431UTC com os dois homens a ligaram o fornecimento de energia dos seus respectivos fatos extraveículares.

Durante esta saída para o espaço os dois homens procederam à instalação de uma câmara de vídeo na fuselagem do módulo Unity e ligaram cabos de fluído para os tanques de amónia do S1 que permitirá a passagem da amónia pelo sistema de arrefecimento da estrutura. Os dois homens terminaram ainda a instalação do CETA e a instalação de 25 dos 31 SPD (*Spool Positioning Devices*). Os SPD são dispositivos que serão utilizados para ligar os cabos de amónia entre o S1 e o S0, prevenindo potenciais problemas em futuras missões.

Os dois astronautas regressaram ao Quest às 2031UTC tendo esta actividade extraveícular terminado oficialmente às 2035UTC, tendo assim uma duração de 6 h 4 m. Esta foi o 45º passeio espacial dedicado à construção da ISS, sendo o 20º a ter lugar a partir da ISS e o 11º a partir do módulo Quest. Com esta actividade extraveícular já foram gastas 278 h 44 m na construção da estação espacial ISS.

Para David Wolf esta foi a sua 3ª EVA, tendo agora um total de 16 h 11 m de experiência em EVA. Esta foi a 2ª EVA para o astronauta Piers Sellers que conta agora com um total de 13 h 4 m de experiência em actividades extraveículares.

Após a saída para o espaço e durante uma conferência de imprensa realizada pela NASA, foi revelado que os dois astronautas não tinham sido capazes de colocar dois SPD pois estes não estariam equipados com os colares de fixação necessários. Os colares haviam sido colocados em outras montagens no Centro Espacial Kennedy após os engenheiros da NASA terem decidido colocar os SPD para prevenir potenciais fugas de líquido. Os engenheiros, no entanto, não conseguiram ter acesso aos dois SPD em questão e essa informação nunca havia sido transmitida ao Centro de Controlo em Houston. A não instalação destes SPD não levanta qualquer questão de segurança e os engenheiros da NASA irão procurar métodos alternativos de resolvera a questão.

Entretanto a altitude da órbita da estação espacial foi elevada em 6,41 Km utilizando-se para tal os motores de manobra do Atlantis, ficando a órbita da ISS com uma altitude média de 388,97 Km.

Abertura de um painel radiador do S1 e terceira EVA

O dia 13 de Outubro foi mais um dia calmo dedicado à transferência de mantimentos do vaivém para a ISS. Para este dia estava também planeada a abertura dos painéis dos radiadores térmicos do S1, porém um pequeno problema fez adiar esta tarefa.

A abertura dos radiadores estava prevista para ter lugar às 2016UTC, no entanto um sensor detectou correntes eléctricas mais fortes do que previsto no circuito encarregue da abertura dos painéis. Porém, verificou-se posteriormente que não existia qualquer problema e que afinal o sensor havia sido programado para um limite de segurança que era demasiado baixo. No entanto pela altura em que o problema havia sido resolvido a ISS encaminhava-se já para a parte nocturna da sua órbita e os controladores do voo estavam a perder a ligação de televisão com o complexo orbital já no final do dia em órbita. Como os engenheiros pretendiam observar a abertura dos painéis pela televisão, essa abertura foi adiada. Entretanto o controlo de voo enviou os comandos para o suporte dos painéis executasse uma rotação, testando assim a sua capacidade de orientar os radiadores para o espaço profundo como é requerido para que possa haver a maior dissipação de calor possível.

De salientar que o sistema de arrefecimento do S1 só será activado em 2003, mas a NASA queria abrir um dos painéis para testar a operação do mecanismo.

O painel acabou por ser aberto no dia 14 de Outubro até à sua máxima abertura de aproximadamente 23 metros. A abertura do painel foi acompanhada pela banda sonora do filme "*Mission Impossible*" e pelo "Coro de Aleluia" de Handel, emitidos pela tripulação do vaivém. O primeiro movimento do painel foi detectado às 2001UTC, tendo terminado às 2011UTC.

O dia 15 de Outubro assistiu à terceira e última actividade extraveícular da missão STS-112, cujos objectivos foram a ligação final dos cabos de amónia entre o S1 e o S0, a remoção de dois suportes que seguraram o S1 ao porão do Atlantis, a instalação de mais seis SPD e a reparação de um sistema de transporte de cabos na base móvel do Canadarm2.

A despressurização do Quest iniciou-se às 1330UTC e a saída para o espaço iniciou-se às 1410UTC. A primeira tarefa dos dois astronautas foi a reparação do IUA (*Interface Umbilical Assembly*) instalado no TUS (*Trailing Umbilical System*) no MT (*Mobile Transporter*) que suporta a base do Canadarm2.

O TUS incorpora uma bobina para o sistema umbilical de ligação de cabos de energia e dados entre a estação e o MT quando este se move ao longo da estrutura de suporte dos painéis solares. A decisão de substituir o IUA foi tomada após um parafuso de segurança não ter sido possível ser retirado durante a sua instalação no decorrer da missão STS-110 em Abril de 2002.

Os dois astronautas começariam por remover o cabo do TUS, com Piers Seller a mantê-lo sobre tensão e tendo o cuidado de não o dobrar. De seguida Wolf soltaria três cabos e removeria a bobine antes de armazenar temporariamente o TUS. Para remover o IUA, Wolf iria desligar quatro ligações que o seguravam ao MT e de seguida Seller iria remover quatro parafusos que seguravam a ligação. A instalação do novo IUA seria basicamente a mesma operação executada em sentido oposto. No entanto toda esta operação não foi necessária, pois o parafuso que segurança que originara o problema acabou por se soltar.

Os dois astronautas regressaram ao Quest às 2049UTC tendo esta actividade extraveícular terminado oficialmente às 2047UTC, tendo assim uma duração de 6 h 36 m. Esta foi o 46º passeio espacial dedicado à construção da ISS, sendo o 21º a ter lugar a partir da ISS e o 12º a partir do módulo Quest. Com esta actividade extraveícular já foram gastas 285 h 20 m na construção da estação espacial ISS.

Para David Wolf esta foi a sua 4ª EVA, tendo agora um total de 22 h 47 m de experiência em EVA. Esta foi a 2ª EVA para o astronauta Piers Sellers que conta agora com um total de 19 h 40 m de experiência em actividades extraveículares.

Ainda neste dia a órbita da ISS foi mais uma vez elevada com a utilização dos motores de manobra orbital do Atlantis durante uma queima de 35 minutos. A órbita da ISS foi elevada em 3,7 Km preparando-a assim para a chegada da Soyuz TMA-1.

Separação e regresso à Terra

O dia 16 de Outubro assistiu à separação entre o Atlantis e a ISS após a conclusão do programa conjunto de actividades com a Expedition Five.

Às 1115UTC foi fechada a escotilha entre os dois veículos e após uma cerimónia de despedida entre as duas tripulações que permaneceram juntas durante 6 d 18 h 40 m. Os motores do Atlantis foram utilizados para orientar a ISS para a atitude ideal para se proceder à separação. O ODS do Atlantis foi activado às 1252UTC. E às 1256UTC o Controlo da Missão dava luz verde para se proceder à separação com os painéis solares da estação a serem colocados em posição de segurança.

A separação entre o Atlantis e a ISS tem lugar às 1313UTC e o vaivém começa a mover-se lentamente, afastando-se da estação orbital. A separação é iniciada quando fortes molas empurram os dois veículos, afastando-os. Quando o vaivém se encontra suficientemente afastado são então utilizados os pequenos motores de manobra para aumentar o processo.

Às 1318UTC o Atlantis encontrava-se a 12,2 metros da ISS e separava-se a uma velocidade de 0,03 m/s. Às 1328UTC o vaivém encontrava-se a 39,6 metros e às 1342UTC estava a 76,2 metros. O Atlantis chegava aos 137 metros de distância da ISS às 1356UTC e iniciava um voo em torno da estação para que os astronautas pudessem obter fotografias do complexo. Esta manobra inicia-se com o vaivém «à frente» da estação passando posteriormente «em cima» (1408UTC), «atrás» da ISS (1420UTC), «por debaixo» (1430UTC) e passando novamente «á frente» (1440UTC), iniciando uma segunda volta. A manobra de separação final entre os dois veículos teve lugar às 1450UTC com uma queima de 24 s do RCS frontal do Atlantis que aumentou a sua velocidade em 1,7 m/s.

O dia 17 de Outubro foi ocupado no teste dos sistemas de navegação e manobra do Atlantis e na realização de algumas observações atmosféricas para uma experiência da USAF. Os astronautas também procederam à arrumação e armazenamento de equipamento em preparação do regresso à Terra.

18 de Outubro de 2002 marcou o último dia em órbita para os astronautas da missão STS-112. As portas do porão do Atlantis foram encerradas às 1201UTC com o astronauta David Wolf e a astronauta Sandra Magnus a supervisionarem o processo. Às 1207UTC o Controlo da Missão deu luz verde ao Comandante Jeffrey Ashby para executar a transição dos computadores do vaivém do programa OPS-2, utilizado durante a permanência do veículo em órbita, para o programa OPS-3, utilizado durante a reentrada e aterragem do vaivém.

O Atlantis foi orientado para uma nova atitude em órbita por forma a melhorar as comunicações com a rede de satélites TDRS e às 1220UTC o vaivém cruzava o equador terrestre iniciando assim a sua 170ª órbita em torno da Terra.

Às 1357UTC procedeu-se à verificação dos pequenos motores de manobra localizados na parte traseira do Atlantis e às 1400UTC era terminada a pré-iniciação das APU pela Piloto Pamela Melroy. Uma das APU será iniciada antes da queima que fará o vaivém sair da órbita terrestre ao diminuir a velocidade do Atlantis em 76,5 m/s.

A ordem para prosseguir com a chamada "*Deorbit Burn*" foi enviada para o Atlantis às 1420UTC após o Director de Voo, John Shannon, ter reunido a equipa do Controlo da Missão e de ter verificado que tudo estava a postos para receber o Atlantis em terra.

Pelas 1427UTC o Atlantis já se havia orientado para a atitude correcta por forma a proceder com a queima, voando agora com o seu dorso orientado para o espaço profundo e com a sua parte traseira na direcção do movimento

orbital. As portas de drenagem do vaivém foram entretanto encerradas e foi terminada a configuração final dos computadores do vaivém. A activação da APU n.º 2 deu-se às 1431UTC.

A ignição do OMS deu-se às 1436:14UTC quando o Atlantis se encontrava sobre o Oceano Índico e teve uma duração de 2m 12 s. às 1445UTC o Atlantis volta a assumir uma posição na qual apresenta o dorso voltado para a atmosfera e com sua proa voltada no sentido do seu movimento. A proa é elevada a um ângulo de 40º e nesta posição os ladrilhos que formam o seu escudo térmico irão proteger o veículo das temperaturas de 1.650ºC que são atingidas durante a reentrada na atmosfera.

Pelas 1508UTC as duas APU que ainda se encontravam desactivadas foram activadas em preparação das manobras de aterragem. Às 1509UTC o vaivém encontrava-se a 9.656 Km do Centro Espacial Kennedy, a uma altitude de 161,5 Km e viajando a 25 vezes a velocidade do som (Mach 25). O Atlantis começou a entrar na atmosfera terrestre sobre o Pacífico Sul às 1512UTC na chamada "*Entry Interface*" na qual se começa a acumular o calor nos ladrilhos de protecção. Nesta altura o vaivém encontrava-se a 7.965 Km do Centro Espacial Kennedy, a uma altitude de 121,92 Km e a perder altitude a um ritmo de 183 m/s.

Às 1517UTC o vaivém iniciada a primeira de quatro manobras destinadas basicamente a eliminar energia acumulada no lançamento. A primeira manobra consiste numa larga inclinação lateral para a direita.

O vaivém Atlantis cruzava a linha do Equador às 1521UTC e às 1524UTC encontrava-se a 3.333,96 Km do Centro Espacial Kennedy e a uma altitude de 69,20 Km. A segunda manobra destinada a eliminar energia era iniciada às 1525UTC, com o vaivém a inverter o sentido da inclinação e virando agora para a esquerda. Pelas 1526UTC o Atlantis começava a sobrevoar a América Central a uma altitude de 65,98 Km e a uma velocidade de 20,92 Km/h. Descendo a 50,6 m/s, o Atlantis encontrava-se a 2.253 Km do KSC.

Às 1529UTC o vaivém estava a 1.448,37 Km do KSC, a uma altitude de 59,54 Km e a viajar a uma velocidade de Mach 16. O vaivém atravessou a América Central muito rapidamente e às 1530UTC encontrava-se sobre a ponta ocidental de Cuba a uma altitude de 53,11 Km e a uma velocidade de 12,87 Km/h. A terceira manobra destinada a eliminar energia do vaivém iniciou-se às 1532UTC com o Atlantis a executar uma inclinação de novo para a direita.

A estação de rasteio MILA começou a receber os sinais vindos do Atlantis às 1533UTC e providenciou melhores dados para a navegação do veículo. As unidades TACAN a bordo do Atlantis começaram também a receber dados de navegação a partir de sensores localizados no solo. Às 1534UTC o vaivém começava a sobrevoar o território dos Estados Unidos a Sul de Tampa, Texas, e localizava-se a 370 Km do KSC. Nesta altura estava a uma altitude de 40,23 Km e viajava a Mach 6,5.

Às 1536UTC umas sondas destinadas a medir a velocidade do ar, a altitude e o ângulo de ataque do vaivém, surgiram no nariz do Atlantis, fornecendo assim mais informação aos computadores do vaivém para uma melhor navegação. As primeiras imagens do Atlantis foram captadas por câmaras de longo alcance às 1536UTC quando o vaivém se encontrava a uma distância de 161 km e a uma altitude de 28,97 Km. O Atlantis descia agora a um ritmo de 73,15 m/s.

Pouco depois de dois estrondos sónicos no KSC resultantes da passagem da barreira do som pelo vaivém, o Comandante Jeffrey Ashby tomou o controlo manual do Atlantis às 1540UTC. O Controlo da Missão deu luz verde para que o sistema de frenagem do vaivém utilizando um pára-quedas fosse utilizado mais tarde do que é habitual após a aterragem para a realização de uma experiência. Esta experiência consistiu nada mais nada menos que a aterragem do Atlantis sobre ventos cruzados na pista 33 do SLF (*Shuttle Landing Facility*). O SLF foi construído em 1975. Tem um comprimento 4,6 Km e uma largura de 92 metros, possuindo ainda 305 metros de pista em cada extremo

e que pode ser utilizada caso o vaivém não consiga parar dentro dos limites normais. O SLF está localizado a 5 Km NO do VAB.

Às 1541UTC o Atlantis já se encontrava no interior do HAC (*Heading Alignment Cylinder*) que é um cilindro imaginário utilizado para alinhar o vaivém com a pista de aterragem. Nesta fase o vaivém encontrava-se a uma altitude de 12 Km, a executar uma volta de 291º para a direita para se alinhar com a pista 33. Às 1542UTC o Comandante Ashby conseguia já ver a pista de aterragem.

Às 1543UTC era baixado o trem de aterragem do Atlantis e o vaivém tocava na pista às 1543:40UTC. O trem de aterragem frontal tocava na pista às 1543:48UTC e o Atlantis imobilizava-se às 1544:35UTC. A missão do Atlantis havia teve uma duração de 10 d 19 h 58 m 44 s.

Após a aterragem as tubeiras dos SSME foram colocadas na chamada "*rain drain position*" para permitir a saída de combustível que se possa ter acumulado. As três APU foram também desactivadas. Às 1608UTC O CTV (*Crew Transport Vehicle*) estacionou ao lado da escotilha de acesso ao Atlantis para permitir a saída dos astronautas. O CTV está equipado com camas e bancos nos quais os astronautas podem receber «*check-up's*» médicos após o regresso à Terra.

Actividades ISS

16 de Agosto de 2002 - Expedition Five EVA-1

A primeira das duas Actividades Extraveículares (AEV) a serem realizadas pela tripulação da Expedition Five a bordo da ISS, teve lugar a 16 de Agosto de 2002 e foi protagonizada pelo cosmonauta Valeri Grigoryevich Korzun (Comandante da ISS) e pela astronauta Peggy Annette Whitson (Oficial de Ciência e Engenheira de Voo da ISS).

O objectivo desta AEV foi a instalação de seis escudos protectores no módulo de serviço Zvezda após terem sido retirados do local de armazenamento temporário no PMA-1 (*Pressurized Matting Adapter 1*) onde foram colocados pelos astronautas Franklin Chang-Diaz e Philippe Perrin, durante a missão STS-111 levada a cabo pelo vaivém espacial OV-105 Endeavour entre os dias 5 e 19 de Junho de 2002. Estes painéis têm como função proteger o Zvezda de potenciais detritos em órbita terrestre. Um total de 23 painéis protectores serão instalados no módulo de serviço.

Korzun e Whitson tinham também prevista a instalação de nova instrumentação na experiência russa *Kromka*, no entanto, e devido ao atraso no início da AEV, o Controlo da Missão russo decidiu adiar a instalação para a segunda actividade extraveícular a ter lugar mais tarde. De lembrar que a experiência *Kromka* tem como objectivo a medição da emissão de resíduos a partir dos motores de manobra do Zvezda.

O atraso no início da saída para o espaço ficou-se a dever à má configuração de uma válvula nos fatos espaciais Orlan-M de Korzun e Whitson. Um a luz de emergência surgiu quando ambos já se encontrava envergando os fatos e completavam os preparativos para a saída para o exterior do módulo Pirs. O módulo teve de ser repressurizado (0800UTC) e tiveram de repetir os passos na configuração das válvulas. Durante a configuração primária Korzun e Whitson esqueceram-se de executar uma função de configuração das válvulas que posteriormente levou à situação de emergência. Para se executar novamente a configuração, a parte posterior dos fatos teve de ser aberta para proporcionar o acesso às botijas suplentes de oxigénio.

A reconfiguração das válvulas foi terminada às 0826UTC e de seguida reiniciaram a purga dos seus fatos extraveículares antes de iniciarem novamente a despressurização do Pirs. Um novo contratempo surgiu às 0835UTC quando uma luz de aviso de acendeu no fato de Korzun indicando a possibilidade de uma pequena fuga. Porém, posteriormente (0840UTC) o Controlo de Voo da NASA informou Korzun que o seu fato Orlan-M estava seguro e iniciou-se assim a pré-respiração de oxigénio antes de se proceder à despressurização do módulo.

Às 0916UTC os fatos iniciaram o consumo de energia das suas baterias internas e pouco depois terminava a despressurização do Pirs. A escotilha do módulo foi aberta às 0923UTC, 1 hora e 43 minutos mais tarde do que estava

previsto. Nesta altura a estação encontrava-se sobre o Oceano Atlântico a Este da costa Sul da América do Sul e a uma altitude de 370,14 Km.

A primeira tarefa realizada no exterior foi a activação do guindaste Strela e a preparação das ferramentas que foram utilizadas para a montagem dos painéis de protecção. Pelas 1225UTC já haviam sido colocados dois painéis protectores no Zvezda. Durante a permanência no exterior, Whitson foi por várias vezes deslocada sobre a estação utilizando o Strela manobrado por Korzun, facilitando assim o transporte dos painéis entre o PMA-1 e o Zvezda.

Após a colocação dos seis painéis e sabendo do adiamento da instalação dos instrumentos na Kromka, Korzun e Whitson regressaram ao Pirs cuja escotilha foi fechada às 1348UTC. Porém, antes procederam ao armazenamento do Strela e das ferramentas utilizadas. Esta saída para o espaço teve a duração de 4h 25m.

Esta foi a terceira actividade extraveícular para Valery Korzun que já havia realizado duas saídas para o espaço a 2 e a 9 de Dezembro de 1996 (juntamente com o cosmonauta Alexander Yuryevich Kaleri) durante a missão Soyuz TM-24 á estação orbital Mir. Após esta saída para o espaço realizada na ISS, Korzun ficou com um total de 17h 57m de experiência em actividades extraveículares. Por seu lado, foi a primeira AEV para a astronauta Peggy Whitson. Este foi o 9º passeio espacial a ser realizada por uma das expedições da ISS e a 42ª actividade extraveícular destinada à montagem da ISS. No total, 32 astronautas dos Estados Unidos, 6 cosmonautas russos, 1 astronauta canadiano e 1 espaçonauta francês, já consumiram 260 h e 23 m na montagem da ISS.

26 de Agosto de 2002 - Expedition Five EVA-2

A segunda Actividade Extraveícular a ser realizada pela tripulação da Expedition Five, teve lugar a 26 de Agosto de 2002 e foi protagonizada pelos cosmonautas Valeri Grigoryevich Korzun (Comandante da ISS) e Sergey Yevgenyevich Treshchev (Engenheiro de Voo da ISS).

Esta actividade extraveícular destinou-se à instalação de uma estrutura para o armazenamento de instrumentação suplente no exterior do módulo Zarya, seguido-se a instalação de novas amostras de diferentes materiais em experiências da Agência Espacial Japonesa localizadas no exterior do Zvezda, além de duas novas antenas de radioamador e novos locais para a ligação de cabos em futuros passeios espaciais permitindo uma maior deslocação no exterior da estação. Finalmente foi colocada instrumentação da experiência Kronka que havia sido adiada na actividade extraveícular realizada a 16 de Agosto. Os dois homens procederam também à análise do sistema de monitorização de micro-meteoritos localizado no caso do Zvezda, levando a cabo também um registo fotográfico e em vídeo da área.

Esta AEV estava anteriormente programada para ter lugar no dia 22 de Agosto, mas acabou por ser adiada para que os dois cosmonautas pudessem incluir no seu plano de actividades as tarefas que não foram realizadas por Korzun e Whitson a 16 de Agosto.

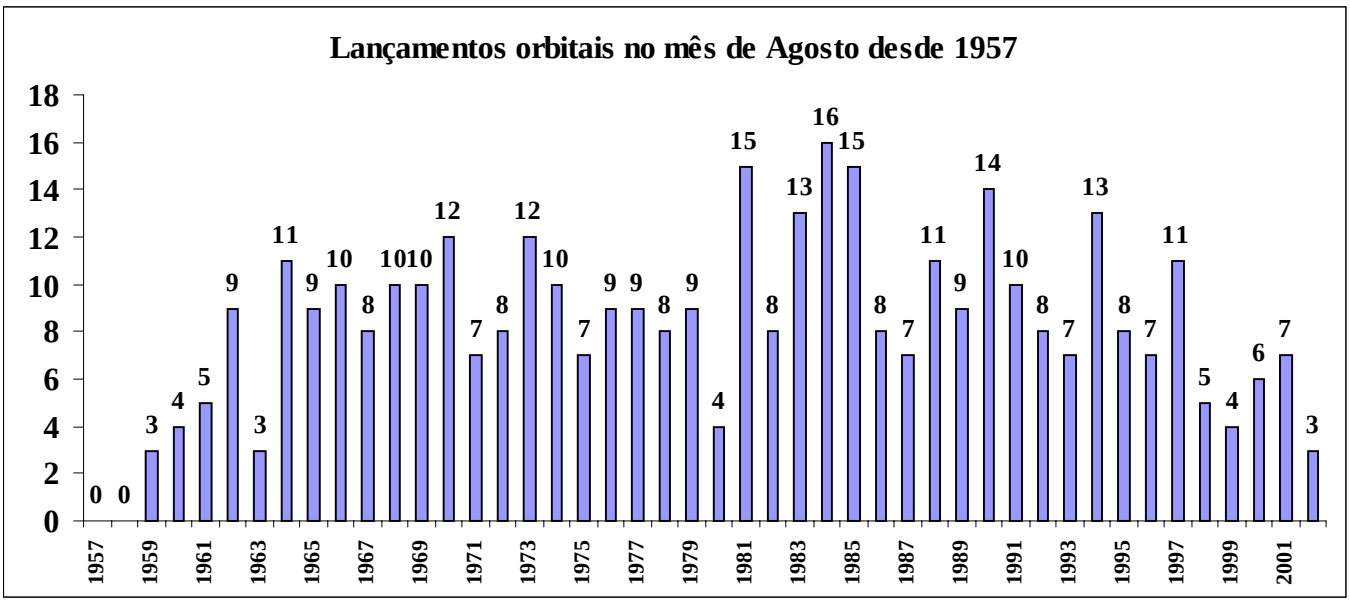
Nome	País	N.º AEV	Tempo Total AEV
Anatoli Yakovlevich Solovyov	Rússia	14	0:18
Jerry Lynn Ross	EUA	9	10:32
Steven Lee Smith	EUA	7	1:48
Nikolai Mikhailovich Budarin	Rússia	8	20:25
James Hansen Newman	EUA	6	19:13
Yuri Ivanovich Onufriyenko	Rússia	8	18:33
Talgat Amangeldyevich Musabayev	Rússia	7	17:13
Sergei Vasilyevich Avdeyev	Rússia	8	17:00
Victor Mikhailovich Afanasyev	Rússia	7	14:04
John Mace Grunsfeld	EUA	5	13:32

Pelas 0433UTC os dois cosmonautas já se encontravam no interior do módulo Pirs e já se havia iniciado a despressurização do módulo em preparação da saída para o exterior. A certo ponto da preparação desta AEV os cosmonautas verificaram a existência de uma ligeira fuga na escotilha entre o Pirs e o interior da ISS. Isto forçou a que a escotilha fosse aberta e encerrada novamente para selar a fuga tal como foi verificado às 0500UTC e durante os 15 minutos seguintes. Às 0518UTC os fatos extraveículares Orlan-M começaram a utilizar as baterias internas. Ao contrário do que se passa durante as actividades extraveículares levadas a cabo por astronautas dos Estados Unidos, o tempo de AEV nas saídas por parte dos cosmonautas russos só é contado a partir do momento em que a escotilha de acesso ao exterior é aberta. Com os astronautas americanos este tempo é contado a partir do momento em que se inicia a utilização das baterias internas dos fatos extraveículares. A despressurização final iniciou-se às 0525UTC e a AEV iniciou-se às 0527UTC quando se procedeu à abertura da escotilha do Pirs. Esta AEV terminou às 1048UTC após 5 h 21 m.

Esta foi a quarta actividade extraveícular para Valery Korzun e após esta saída para o espaço realizada na ISS, Korzun ficou com um total de 23h 18m de experiência em actividades extraveículares. Por seu lado, foi a primeira AEV para o cosmonauta Sergey Treshchev. Este foi o 10º passeio espacial a ser realizada por uma das expedições da ISS, a 43ª actividade extraveícular destinada à montagem da ISS e a 18ª a ter a partir da estação espacial. No total, 32 astronautas dos Estados Unidos, 7 cosmonautas russos, 1 astronauta canadiano e 1 espaçonauta francês, já consumiram 265 h e 44 m na montagem da ISS.

Lançamentos não tripulados

Em Agosto registaram-se somente 3 lançamentos orbitais, colocando-se em órbita quatro satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 31 de Junho foram realizados 4.226 lançamentos orbitais, 382 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 9,039% do total. É no mês de Dezembro onde se verificam mais lançamentos orbitais (409 lançamentos que correspondem a 9,678% do total) e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (260 lançamentos que correspondem a 6,152% do total).



21 de Agosto – Atlas-5/401 (AV-001) / Hot Bird-6

O voo inaugural da nova família de lançadores Atlas-5, teve lugar a 21 de Agosto de 2002 quando um modelo Atlas-5/401 colocou em órbita o satélite de comunicações Hot Bird-6. O lançamento teve lugar às 2205UTC a partir do Space Launch Complex-41 do Cabo Canaveral.

Breve história dos lançadores Atlas

O míssil balístico Atlas teve a sua origem requisição feita pela Força Aérea dos Estados Unidos (USAF) em Outubro de 1945, que conduziu ao desenvolvimento durante a década de 50 dos mísseis Atlas, Navaho, Snark, Matador e Mace. Em 10 de Janeiro de 1946 foram submetidas duas propostas para a construção de mísseis com um alcance de 11.100 Km, sendo uma das proposta a de um míssil alado e propulsionado a jacto e a outra proposta e de um míssil supersónico, de trajectória balística e propulsionado por foguetão.

A proposta do míssil balístico incluía o aparecimento de novas tecnologias, tal como o desenho de uma estrutura de peso reduzido através do uso de tanques de combustível de parede única e incluídos numa única estrutura monocoque que seria mantida rígida através da pressão interna. A performance deste míssil era quase do tipo "*single-stage-to-orbit*" ao se dar a separação dos motores de ignição inicial durante a ascensão.

A 19 de Abril de 1946 a *Consolidated Vultee Aircraft Corporation* (Convair) foi incumbida de construir e testar dez mísseis MX-774 Hiroc por forma a verificar e validar as propostas do novo míssil. Os testes do MX-774 iniciaram-se em San Diego em 1947, mas em Junho desse ano a Convair, empresa que propusera as duas propostas iniciais à USAF era informada que havia perdido o concurso para o novo míssil, sendo os contratos atribuídos às empresas Northrop e Martin que deveriam desenvolver a tecnologia dos mísseis alados e subsónicos.

Os cortes no orçamento para a defesa dos Estados Unidos forçaram a USAF a terminar o contrato com a Convair em Julho de 1947, e isto a apenas três meses da data prevista para o primeiro voo. Porém, os fundos ainda disponíveis permitiram a realização de três testes do MX-774 no *White Sands Proving Ground* entre Julho e Dezembro de 1947. Posteriormente, a Convair prosseguiu estudos auto-financiados do projecto.

Porém, o início da Guerra da Coreia e o surgimento da Guerra Fria fizeram com que se desse um aumento nos fundos para a defesa e a Convair recebeu um novo contrato em Setembro de 1951 para desenvolver o MX-1593, por forma a iniciar o desenho de um míssil balístico incorporando as características já validadas pelo MX-774. Em 1953 a General Dynamics, uma nova divisão da Convair, apresenta à USAF um programa acelerado de desenvolvimento do novo míssil. O anúncio público do desenvolvimento do Atlas só surge a 16 de Dezembro de 1954.

Nos primeiros anos da década de 50 um problema que atrasava o desenvolvimento da tecnologia era a baixa fiabilidade dos motores de combustível líquido. Este problema conduziu posteriormente ao conceito de «um estágio e meio» no qual todos os motores entram em ignição antes da descolagem e os motores principais são separados numa determinada fase do voo, sendo este mantido por motores de sustentação. Este método permitia a verificação do bom funcionamento de todos os motores antes do veículo deixar a plataforma de lançamento.

A ordem para o desenvolvimento em grande escala do Atlas surge em Janeiro de 1955, sendo designado WS107A-L (*Weapons System 107A-L*). Na Convair o projecto era designado Modelo-7, curiosamente o mesmo número que, na União Soviética, Korolev dava ao seu R-7. Em Setembro de 1955 o projecto de desenvolvimento do Atlas recebe a classificação de prioridade nacional quando os relatórios dos serviços secretos indicam que a União Soviética está adiantada no desenvolvimento da tecnologia dos mísseis balísticos intercontinentais. O projecto torna-se num dos programas mais complexos de desenvolvimento, produção e teste jamais levados a cabo nos Estados Unidos e em certa parte comparável ao Projecto Manhatan.

O primeiro teste do sistema de propulsão tem lugar a 21 Junho de 1956 na Base Aérea de Edwards e resulta num fracasso. Um novo teste realizado no dia seguinte, no qual o motor teve uma ignição de 4s, é coroado de sucesso. Os primeiros veículos de teste são terminados no final desse ano. O primeiro voo do Atlas-A (Atlas-A 4A) tem lugar a 11 de Junho de 1957 e o veículo é destruído devido a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. Um segundo teste (Atlas-A 6A) tem lugar a 25 de Setembro de 1957 e o veículo é novamente destruído, desta vez aos três minutos de voo devido novamente a uma falha no sistema de abastecimento de combustível. O primeiro voo com sucesso do Atlas-A (Atlas-A 12A) ocorre a 17 de Dezembro de 1957 com o míssil a atingir o alvo localizado a 965 Km.

O primeiro míssil operacional, o Atlas-D, constituiu a base do lançador das capsulas tripuladas do Programa Mercury. Utilizando os estágios superiores Agena e Centaur, o Atlas tornou-se no lançador médio por excelência dos Estados Unidos sendo utilizado para lançar veículos para a órbita geossíncrona e sondas planetárias.

O quadro seguinte resume os veículos da família Atlas desenvolvidos desde os anos 50.

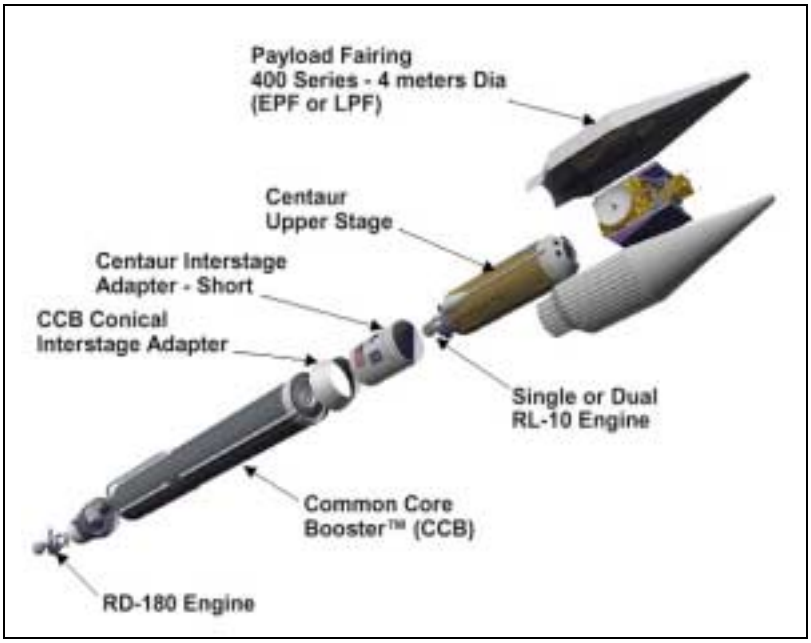
Veículo Atlas	Características
MX-774	Estudo da Consolidated-Vultee para demonstrar a tecnologia que posteriormente seria utilizada no Atlas.
Atlas-A	Primeiro modelo de teste do míssil balístico intercontinental Atlas (Atlas ICBM).
Atlas-B	Primeiro versão completa do Atlas ICBM, possuindo motores separáveis e um único motor de sustentação.
Atlas-C	Última versão de desenvolvimento do Atlas ICBM. Nunca esteve operacional nem tão pouco foi utilizado como lançador espacial.
Atlas-D	Primeira versão operacional do Atlas ICBM e posteriormente utilizado no Programa Mercury.
Atlas-Vega	Projecto que consistia num lançador Atlas equipado com um estágio superior de combustível armazenável. Foi planeado pela NASA como lançador para sondas planetárias e de estudo do espaço profundo antes da disponibilidade do Atlas-Centaur. O desenvolvimento do veículo já era adiantado quando a NASA se apercebeu que a USAF e a CIA já possuíam um lançador virtualmente idêntico em desenvolvimento, o Atlas-Hustler (posteriormente Atlas-Agena) que seria utilizado para as missões Corona de reconhecimento fotográfico. O Atlas-Veja acabou então por ser cancelado.
Atlas-E	Versão inicial totalmente operacional do Atlas ICBM. Sendo utilizado entre 1960 e 1966, era distinto do Atlas-F no seu sistema de orientação. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-F	Ùltima versão operacional do Atlas ICBM, sendo distinto do Atlas-E no seu sistema de orientação. Foi utilizado entre 1961 e 1966. Após serem retirados do serviço, foram reutilizados como lançadores espaciais durante mais de vinte anos.
Atlas-Able	Veículo Atlas equipado com um segundo estágio baseado no lançador Vanguard.
Atlas LV-3A / Agena-A	Inicialmente o Agena era designado como Hustler. O veículo era baseado no motor de propulsão nuclear
Atlas LV-3A / Agena-B	Utilização de um estágio superior Agena melhorado.
Atlas LV-3B / Mercury	Utilizado no Projecto Mercury.

Um novo lançador: a família Atlas-5

A nova família de lançadores Atlas-5 oferece diferentes versões do mesmo veículo que podem ser utilizadas para colocar em órbita todo o tipo de cargas. O Atlas-5 foi desenvolvido por forma a satisfazer as necessidades da USAF ao abrigo do programa EELV (*Evolved Expendable Lauch Vehicle*) e da demanda internacional por parte da ILS (International Launch Systems) para satisfazer os seus clientes comerciais e governamentais.

Tendo como base o denominado CCB (*Common Core Booter*), o Atlas-5 divide-se em duas versões: o Atlas-5 400 e o Atlas-5 500. Estas versões podem ser facilmente distinguidas pela utilização da ogiva normal utilizada em anteriores Atlas e este será a versão 400. Por seu lado a versão 500 utiliza uma ogiva muito maior e com um diâmetro de 5,0 metros, sendo baseada na ogiva utilizada pelo lançador europeu Ariane-5. A versão Atlas-5 500 pode ainda incorporar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, aumentado assim a sua capacidade de carga útil.

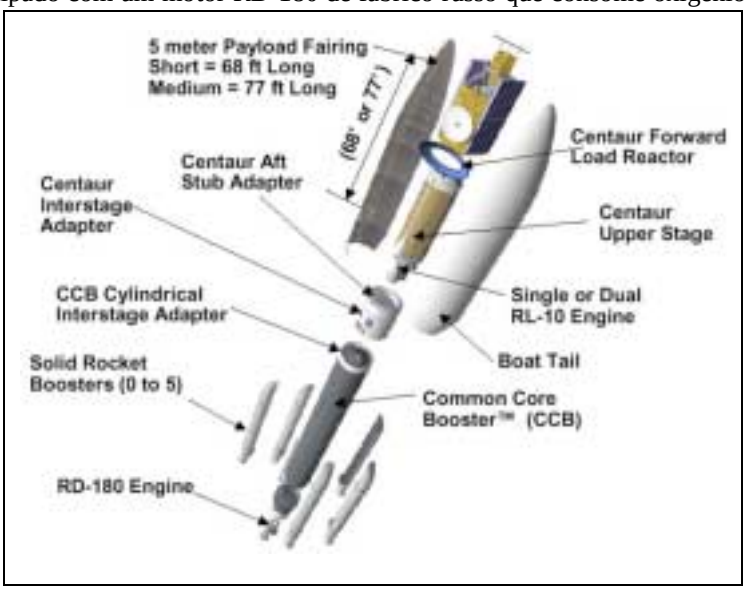
Tanto a versão 400 como a versão 500 utilizam como segundo estágio uma versão alongada do estágio Centaur (CIII). O CIII pode ser utilizado com somente um motor (*Single-Engine Centaur*) ou então com dois motores (*Dual-Engine Centaur*).



O Atlas-5 pode ser lançado a partir do SLC-41 (*Space Launch Complex-41*) do *Cape Canaveral Air Force Station* ou então do SLC-3W (*Space Launch Complex-3W*) da *Vandenberg Air Force Base*.

De forma geral o Atlas-5 é um lançador a dois estágios podendo ser auxiliada por um máximo de cinco propulsores sólidos acoplados ao primeiro estágio. Pode colocar 12.500 Kg numa órbita terrestre baixa a 185 Km de altitude ou então 5.000 Kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. Durante o lançamento é capaz de desenvolver 875.000 Kgf, tendo um peso de 546.700 Kg. O seu comprimento total é de 58,3 metros e o seu diâmetro base atinge os 5,4 metros.

O primeiro estágio do Atlas-5, o CCB, tem um comprimento de 32,5 metros e um diâmetro de 3,8 metros, tendo um peso bruto de 306.914 Kg e um peso sem combustível de 22.461 Kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.286 Kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 253 s. O CCB está equipado com um motor RD-180 de fabrico russo que consome oxigénio líquido (LOX) e querosene. O RD-180 tem duas câmaras de combustão, tendo um comprimento de 3,6 metros e um diâmetro de 3,0 metros, tendo um peso de 5.393 Kg. No lançamento desenvolve uma força de 423.050 Kgf, tendo um Ies de 338 s e um Ies-nm de 311 s, o seu Tq é de 150 s.



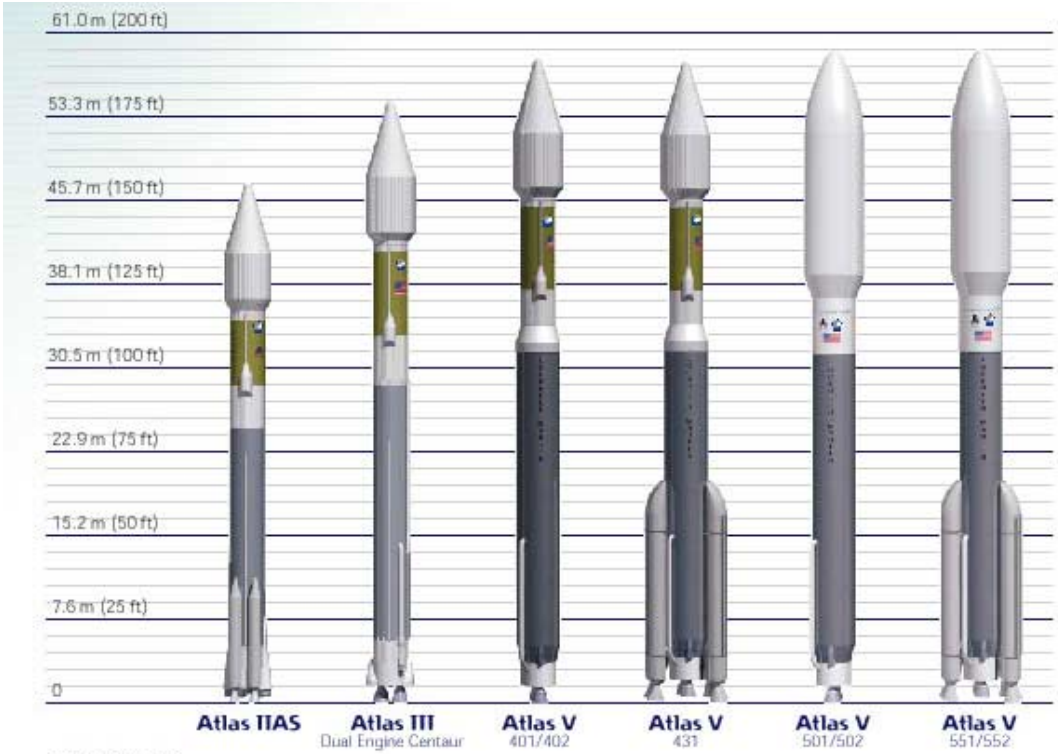
O RD-180 é o único motor que tem a capacidade de aumentar e diminuir a sua potência durante o voo e que é utilizado em lançadores americanos (não tendo em conta o SSME utilizado nos vaivéns espaciais). Durante o primeiro voo do Atlas-3 (no qual o RD-180 também é utilizado), o motor utilizou somente 74% do máximo de 423.286 Kgf que pode desenvolver na fase inicial do lançamento e nos três minutos seguintes aumentou a potência até 92% do total, voltou a diminuir para 65% e a aumentar para 87%. Assim, a capacidade de aumentar e diminuir a potência do motor significa uma viagem mais suave tanto para o foguetão como para a carga que transporta, permitindo também uma utilização mais eficiente do combustível.

O RD-150 foi certificado para a utilização no Atlas-5 através de uma série intensiva de testes levados a cabo pela NPO Energomash, Khimky, e sob a direcção da Lockheed Martin.

Podendo usar até cinco propulsores laterais de combustível sólido, pesando cada um 40.824 Kg e tendo um comprimento de 17,7 metros e um diâmetro de 1,6 metros. Desenvolvidos pela Aerojet, cada propulsor desenvolve no lançamento uma força de 130.000 Kgf, tendo um Ies de 275 s e um Ies-nm de 245 s e um Tq de 94 s.

O segundo estágio do Atlas-5, Centaur V1, tem um comprimento de 12,7 metros e um diâmetro de 3,1 metros, tendo um peso bruto de 22.825 Kg e um peso sem combustível de 2.026 Kg. Desenvolve uma força de 10.115 Kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 894 s. O Centaur V1 está equipado com um motor RL-10A-4-2 fabricado pela Pratt & Whitney, consumindo LOX e LH_2. O RL-10A-4-2 tem uma câmara de combustão, tendo um peso de 167 Kg. No lançamento desenvolve uma força de 10.110 Kgf, tendo um Ies de 451 s e um Tq de 740 s.

A designação que é dada a cada versão do lançador é composta por uma numeração em três dígitos. O primeiro dígito indica o diâmetro da ogiva utilizada pelo lançador (por incrível que pareça, surge em metros). Assim, por exemplo quando temo um veículo Atlas-5 400, significa que estamos na presença de uma ogiva com 4 metros de diâmetro. O segundo dígito indica o número de propulsores sólidos utilizados no lançador e pode variar entre 0 (zero) e 5 (de salientar que a versão Atlas-5 400 não usa propulsores laterais de combustível sólido e por isso só veremos este número na versão Atlas-5 500). Finalmente, o terceiro dígito indica o número de motores presentes no estágio Centaur e que pode variar entre 1 ou 2 motores.



	Atlas IIAS	Atlas III Dual Engine Centaur	Atlas V 401/402	Atlas V 431	Atlas V 501/502	Atlas V 551/552
Launch Site						
	CCAFS VAFB	CCAFS VAFB	CCAFS	CCAFS	CCAFS	CCAFS
Gross Liftoff Weight						
kg (lpm)	237,143 (522,900)	225,389 (496,900)	337,385 (743,800)	474,462 (1,046,000)	308,990 (681,200)	540,310 (1,191,200)
LEO Performance[1] (28.5°)						
kg (lb)	8,618 (19,000)	10,759 (23,720)	12,500 (27,558)	N/A	10,300 (22,707)	20,520 (45,238)
GTO Performance[2]						
kg (lb)	3,719 (8,200)	4,500 (9,920)	4,950 (10,913)	7,640 (16,843)	3,970 (8,752)	8,670 (19,114)

O *Space Launch Complex-41* (SLC-41)

A construção do SLC-41 foi iniciada em Abril de 1965 e terminada nesse mesmo ano. Foram necessários mais de 6,5 milhões de metros cúbicos de terra provenientes do Rio Banana, para se fazerem as fundações do complexo, composto por uma torre de serviço móvel MST (*Mobil Service Tower*) e por uma torre umbilical UT (*Umbilical Tower*) que faziam parte das instalações de lançamento dos foguetões Titan. A MST tinha uma altura de 80,7 metros e pesava mais de 2.268 t. Por seu lado a UT atingia os 53,3 metros de altura e pesava 907,2 t.

A USAF aceitou o complexo a 12 de Dezembro de 1965 e utilizou-o pela primeira vez no dia 21 de Dezembro de 1965 para lançar um foguetão Titan-IIIC[1]. Nos anos seguintes o complexo e a plataforma foram utilizados como ponto de partida para várias missões históricas como a Voyager-1, Voyager-2, Viking-1 e a Mars Pathfinder.

Em 1986 o complexo sofreu uma renovação para albergar o lançamento dos foguetões Titan-IV. O primeiro lançamento desta nova versão do Titan deu-se a 14 de Junho de 1989[2] e o último a 9 de Abril de 1999[3].

Por forma a compreender a natureza do SLC-41 ajudará visualizando o tamanho do foguetão Titan-IV. Atingindo mais de 34 metros de altura, 10 metros de diâmetro, pesando mais de 861,8 t e gerando mais de 635 t de força no lançamento, o Titan-IV equipado com um estágio superior Centaur era capaz de colocar uma carga de 5,4 t numa órbita geossíncrona. Cargas ainda mais pesadas poderiam ser colocadas em órbitas mais baixas ou em órbitas polares.

A evolução da tecnologia levou a que o Titan-IV fosse considerado obsoleto, tendo a USAF contratado a Lockheed Martin para desenvolver um novo sistema de lançamento que é agora o Atlas-5. Os engenheiros da Lockheed foram encarregues de desenvolver não só o novo lançador, mas também as instalações de lançamento do novo veículo. Assim, o SLC-41 teve de sofrer uma transformação para albergar o seu novo vector de lançamento. A primeira fase da transformação do complexo passou pela remoção das velhas torres para que as novas torres pudessem ser construídas. A empresa *Olshan Demolishing Management* foi contratada par desmantelar e demolir o velho complexo. O plano inicial previa que as torres fossem desmontadas peça por peça, porém devido ao facto que o calendário dos trabalhos foi progressivamente atrasado devido às investigações relacionadas com acidentes com o Titan-IV, a *Olshan* optou por contratar a empresa *Dykon, Inc.*, para demolir as torres utilizando explosivos. Nesta fase colocava-se o receio das explosões danificarem de qualquer de uma maneira ou de outra o Complexo de Lançamento 39 utilizado pelos vaivéns espaciais, pois estas estruturas localizam-se muito perto do SLC-41. Depois de serem asseguradas todas as medidas de segurança, a USAF deu luz verde para a demolição das torres que veio a acontecer a 14 de Outubro de 1999. Depois da torres serem abatidas, a *Olshan* iniciou um processo de reciclagem. Durou mais de oito semanas para cortar a torre em pedaços que pudessem ser manejáveis e posteriormente transportados para um edifício situado em Port Canaveral, onde foram recicladas.

Actualmente o SLC-41 é um dos mais sofisticados existentes no planeta e representa a maior alteração na filosofia da industria de foguetões dos Estados Unidos nos últimos anos. O SLC-41 foi transformado na primeira "*clean pad*" a ser utilizada pelos americanos. Este conceito passa por montar o foguetão num edifício de montagem em vez de se montar o lançador por estágios na própria plataforma de lançamento como se fazia desde os primórdios do programa

[1] Neste lançamento o foguetão Titan IIIC (3C-8) foi lançado às 1400:01UTC e colocou em órbita os satélites Transtage-8 (01863 1965-108A); OV2-3 (01863 1965-108A); LES-3 (01941 1965-108D); LES-4 (01870 1965-108B) e Oscar-4 (01902 1965-108C). O OV2-3 permaneceu ligado ao Transtage-8.

[2] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-1 / 45D-1) foi lançado às 1318UTC e colocou em órbita o satélite militar DSP-F14 (20066 1989-046A).

[3] Neste lançamento o foguetão Titan-402A/IUS (K-32 / 4B-27) foi lançado às 1701:00UTC e colocou em órbita o satélite militar USA-142 DSP-F19 (25669 1999-017A).

espacial americano. Sendo montado no edifício de montagem, o lançador é posteriormente transportado para a plataforma de lançamento algumas horas antes da ignição. A "*clean pad*" significa também que a utilização de grandes torres de serviço na plataforma de lançamento deixam de ser necessárias. Da mesma forma, o espaço de tempo na preparação dos lançadores fica mais reduzido e deixam de existir problemas relacionados com as convencionais plataformas de lançamento que podem atrasar o início de uma missão por vários meses.

O centro nevrálgico do SLC-41 é o denominado *Atlas-5 Spaceflight Operations Center* (ASOC), combinando num só lugar o que anteriormente estava espalhado por diversos locais. O edifício onde está localizado o ASOC era anteriormente utilizado para processar os propulsores laterais de combustível sólido utilizados pelo Tutan-IV, sendo completamente reformulado e expandido pela Lockheed. Situado a 6,6 Km da plataforma de lançamento, é neste edifício multi-usos para onde o estágio Atlas-5 e o estágio superior Centaur são transportados logo após a chagada ao Cabo Canaveral e vindos das oficinas em Denver, Colorado. Aí , os técnicos da Lockheed podem realizar vários testes nos estágios e depois armazená-los temporariamente até ser altura de serem transportados para o edifício de montagem para serem preparados para o lançamento.

No interior do ASOC também está situado o centro de controlo de lançamento que alberga os técnicos oficiais da missão, as equipas de engenheiros da Lockheed, clientes e os técnicos que controlam a contagem decrescente.

O centro de controlo possui doze consolas de controlo no primeiro andar destinadas à equipa que dirige o lançamento. Entre estas consolas encontra-se a posição do Director de Lançamento, do Assistente do Director do Lançamento, as posições de controlo e monitorização dos propolentes do Atlas e do Centaur, a posição do controlo de voo e de sistemas eléctricos do lançador, a posição de controlo do *software* no solo, a posição de controlo das instalações eléctricas, posição de controlo ambiental, de segurança e do monitor que controla os limites de emergência que podem ser atingidos. Ainda no primeiro andar do edifício existem duas salas, situadas à direita da equipa que controla o lançamento, onde está localizada a rede de informática do computador principal e uma estação de controlo operacional por satélite.

No segundo andar do edifício existem três salas que albergam a equipa de engenheiros responsáveis pelo lançador, a equipa que controla a carga transportada e a equipa principal de directores do lançamento. É nesta sala que se toma a decisão final de lançar ou não lançar o Atlas-5. Ainda neste piso existem duas salas com lugares sentados e pontos de observação para engenheiros e clientes observarem o decorrer da contagem decrescente e do lançamento.

A parede frontal da sala do centro de controlo está equipada com vários relógios, mostradores da contagem regressiva, emblemas e um écran de vídeo que mostra várias imagens da plataforma de lançamento recolhidas de diferentes ângulos, além de vários gráficos de diferentes dados.

Sendo controlados a partir do ASOC, o Atlas-5 é montado no interior do VIF (*Vertical Integration Facility*). Este edifício, que começou a ser construído em Janeiro de 1999, tem uma altura máxima de 90 metros e está localizado a 550 metros da plataforma de lançamento. No seu interior está situado um guindaste de 60 t com uma capacidade de levantar os diferentes sergmentos do Atlas-5 e colocá-los na plataforma móvel de lançamento. Após a verificação dos diferentes estágios no ASOC, estes são transportados na horizontal para o VIF. O CCB segue em primeiro lugar, seguido pela secção cilíndrica que compõe o inter-estágio e do estágio Centaur. A última peça deste lego é a secção "*boat-tail*". As missões futuras serão também aqui colocados os propulsores laterais de combustível sólido.

Após a montagem, o lançador passa por mais uma série de testes antes da carga a transportar ser entregue no VIF para montagem. O satélite é processado e abastecido do seu combustível de manobra num local separado do VIF e que tanto pode ser as instalações comerciais da *Astrotech* localizadas em Titusville, a 35 Km de distância, ou então num edifício governamental caso se tratem de cargas militares ou da NASA. Após o processamento o satélite é colocado no interior de um contentor de segurança e protecção antes de deixar o e edifício de processamento e de iniciar a sua viagem até ao SLC-41. No SLC-41 é levantado até ao nível superior do estágio Centaur e colocado no seu topo. Segue-se um teste IST (*Integration Systems Test*) entre o foguetão lançador e a sua carga para confirmar uma boa ligação entre os dois e que ambos estão prontos para o lançamento. Segue-se o transporte até à plataforma de lançamento.

O VIF foi construído por forma a suportar ventos de furacão até uma velocidade de 225 Km/h. Possui várias plataformas móveis que possibilitam o acesso às diferentes zonas do foguetão e está equipado com uma porta reforçada com uma largura de 12,5 metros e uma altura de 84 metros que se recolhe na vertical, permitindo o transporte dos vários estágios do Atlas-5 para o interior do edifício e a posterior saída do lançador para a plataforma de lançamento.

Na construção do VIF foram utilizados 200 camiões de cimento (que equivaleram a 1.376 m^3 de cimento) para a construção das suas fundações e 3.250 t de aço para a construção das suas paredes.

O primeiro voo do Atlas-5

A 23 de Novembro de 2000 chegavam às instalações da Lockheed Martin Space Systems Company, em Denver – Colorado, quatro motores RD-180 dos quais um seria utilizado no voo inaugural do Atlas-5, sendo os restantes três motores utilizados no lançador Atlas-3.

O primeiro Atlas-5 foi transportado para o Cabo Canaveral no dia 6 de Junho de 2001 a bordo de um avião Antonov An-250, sendo montado na vertical a 11 de Outubro no que constituiu o primeiro teste BOS (*Booster On Stand*) no interior do VIF. O estágio Centaur já havia chegado ao Cabo Canaveral em Maio anterior e ambos foram colocados no interior do ASOC (*Atlas Spaceflight Operations Center*). O ASOC tem a capacidade de providenciar um local no qual se podem realizar diferentes testes que anteriormente eram realizados em numerosas instalações no Cabo Canaveral. Enquanto que o veículo estava a ser testado no ASOC, a plataforma móvel de lançamento encontrava-se na fase final de construção. Ao contrário do que acontecia anteriormente, o Atlas-5 é montado sobre a MLP (Mobile Launch Platform) no interior do VIF e é depois transportado para o complexo de lançamento 12 horas antes da hora do voo. A MLP foi pela primeira vez transportada da sua área de construção até ao complexo de lançamento no dia 7 de Setembro e dois dias depois foi transportada para o interior do VIF, sendo colocada sobre estruturas de apoio. Todos as validações do sistema e testes que decorrem em Setembro de 2001 conduziram às operações do primeiro BOS em Outubro seguinte.

O veículo AV-001 foi o primeiro a ser montado no MLP a 11 de Outubro. Atingindo 58,3 metros de altura o AV-001 iguala a altura de um edifício de 19 andares e tem um peso no lançamento de 333.326 Kg, isto é 25% da massa do Atlas-3A. Após a colocação do CCB na MLP, seguiu-se a colocação dos dois segmentos inter-estágio e no dia 12 de Outubro foi a vez do Centaur V1. No dia 13 foi colocada sobre o Centaur uma secção denominada "*boat tail*" que faz a ligação física entre o lançador e a carga a transportar.

O primeiro teste na plataforma de lançamento do SLC-41 decorreu a partir do dia 11 de Março de 2002. Desta vez o veículo AV-001 foi transportado para o complexo de lançamento, no dia 6 de Março, tendo no seu topo uma carga que simulou um satélite a ser lançado, no que constituiu o primeiro de três WDR (*Wet Dress Rehersal*). O WDR consistiu em abastecer o lançador dos combustíveis e oxidantes que serão utilizados para lançar as suas cargas para a órbita terrestre, e de seguida retirar os líquidos dos respectivos depósitos. Ao mesmo tempo a equipa de controlo simulou uma contagem decrescente. O abastecimento de oxigénio e hidrogénio líquidos foram bombeados e retirados do estágio Centaur no dia 13 de Março e no dia 14 foi a vez do Atlas receber o oxigénio líquido. Todo o processo foi concluído a 15 de Março com o transporte do conjunto de volta para o VIF. Durante a permanência no SLC-41 o veículo suportou as condições atmosféricas da Florida com ventos, chuva e trovoadas, demonstrando a robustez do sistema.

O segundo WDR teve lugar no mês de Maio e os resultados deste teste, apesar de satisfatórios, fizeram com que os técnicos da Lockheed Martin adiassem a data do lançamento, programado para 31 de Julho, para o dia 6 de Agosto. Problemas encontrados no sistema de retracção dos braços umbilicais (mais precisamente devido a problemas na retracção de um dos braços), fizeram com que se tornasse necessária mais dados para avaliar o problema, apesar de não se repetir em testes posteriores. Da mesma forma o terceiro WDR acabou por ser adiado para os dias 15 a 17 de Julho. Uma nova data de lançamento foi anunciada a 7 de Julho após a análise e testes do sistema de retracção dos braços umbilicais, sendo a nova data o dia 12 de Agosto.

Na sua primeira missão, o Atlas-5 colocou em órbita o satélite de comunicações europeu Hot Bird-6 da Eutelsat. Oferecendo um total de 32 repetidores, sendo 28 em banda-Ku e 4 em banda-Ka, e 8 unidades SKYPLEX que realiza a bordo o denominado "*multiplexing*"[4], o Hot Bird-6 transmite canais de televisão digital e rádio para a Europa, Norte de África e grande parte do Médio Oriente, reforçando assim um dos maiores sistemas de transmissão existentes. A posição de liderança da Eutelsat é composta por cinco satélites em órbita geostacionária com uma capacidade combinada de 100 repetidores, transmitindo mais de 650 canais de televisão para 92,8 milhões de habitações.

O Hot Bird-6 é o primeiro satélite da Eutelsat a disponibilizar 4 canais de altas frequências em banda-Ka pata a transmissão de serviços de IP e DVB. As unidades SKYPLEX permitem à Eutelsat oferecer o primeiro serviço comercial na Europa que combina o *multiplexing* e os canais em banda-Ka com um grau de operacionalidade único.

O Hot Bird-6 é baseado no modelo Spacebus-3000B3 e tem um peso de 3.905 Kg, sendo a sua vida útil de mais de 12 anos.

Um novo adiamento de sete dias no lançamento do Hot Bird-6 verificou-se a 26 de Julho devido a problemas técnicos com o satélite. Após a resolução desses problemas o satélite foi transportado desde o seu edifício de processamento em Titusville, Florida, para o edifício de montagem do Atlas-5 no dia 9 de Agosto, sendo posteriormente montado sobre o lançador marcando assim um passo importante para o dia do lançamento agendado agora para 21 de Agosto.

---

[4] Por "*multiplexing*" entende-se a combinação de dois ou mais canais de informação num meio comum de transmissão. Em comunicações electromagnéticas as duas formas básicas de *multiplexing* são a denominada TDM (*Time-Division Multiplexing*), na qual dois ou mais canais aparentemente simultâneos derivam de uma dada frequência de espectros, e a FDM (*Frequency-Division Multiplexing*), na qual se derivam dois ou mais canais simultâneos e contínuos de um meio de transmissão dando a cada um uma parte do espectro de frequências disponíveis. Em comunicações ópticas o análogo do FDM é denominado WDM (*Wavelength-Division Multiplexing*).

No dia 16 de Julho o Atlas-5 foi submetido ao último teste antes da sua missão inaugural. O teste foi uma quase repetição dos dois testes levados a cabo anteriormente: o lançador, colocado sobre a MLP foi transportado desde o VIF até à plataforma de lançamento. Os técnicos da Lockheed Martin ensaiaram todos os passos como se tratasse de um lançamento real até quase ao momento T=0s. Após a realização do teste o foguetão foi colocado num modo seguro e transportado de volta para o VIF no dia 17 de Julho.

Enquanto decorria o último teste do Atlas-5, eram realizadas as últimas verificações ao satélite Hot Bird-6 sendo colocado sobre o adaptador de carga. Após ser colocado no interior da ogiva de protecção do Atlas-5, o Hot Bird-6 foi transportado para o Cabo Canaveral no dia 9 de Agosto. Nesta fase o Hot Bird já se encontrava abastecido com o combustível necessário para realizar as suas manobras orbitais. Mas chegada a Cabo Canaveral, a ogiva foi colocada sobre o estágio Centaur no VIF. O *Integrated Systems Test* decorreu no dia 13 de Agosto e verificou a prontidão de todo o sistema para o lançamento.

O transporte e a permanência do Atlas-5 na plataforma de lançamento do SLC-41 devem ter em conta três aspectos muito importantes no que diz respeito às condições atmosféricas: 1) o limite da intensidade dos ventos não pode ser superior a 27,8 Km/h durante o transporte do lançador entre o VIF e a plataforma de lançamento, por outro lado enquanto que o Atlas-5 se encontra na plataforma o limite é de 35,6 Km/h após o abastecimento e entre 19,9 Km/h e 26,1 Km/h durante o lançamento, dependendo da direcção do vento; 2) se ocorrer algum relâmpago dentro de uma área de 9,3 Km^2 em torno da plataforma, têm de se levar a cabo testes eléctricos no foguetão dependendo da descarga e da proximidade ao veículo; 3) em caso de precipitação, a quantidade de precipitação é transmitida aos engenheiros da Lockheed por forma a saberem a quantidade de humidade no lançador.

Finalmente, no dia 20 de Agosto, o primeiro Atlas-5 foi transportado para a plataforma do SLC-41. O foguetão abandonou as instalações do VIF às 1318UTC tendo chegado à plataforma pouco antes das 1337UTC. De seguida as duas locomotivas que fazem a tracção da MLP foram conectadas a dois sistemas de comunicações e de fornecimento de energia. Além de servirem de meio de transporte à MLP, as duas locomotivas providenciam ar condicionado à carga do Atlas-5 e servem de meio de comunicação com a carga e o lançador durante o transporte entre o VIF e o SLC-41, e durante a fase de preparação do Atlas na plataforma de lançamento. As locomotivas permanecem assim na plataforma protegidas por estruturas de cimento.

Às 1620UTC do dia 21 de Agosto entrava-se nas últimas seis horas da contagem decrescente para o tão esperado primeiro lançamento do Atlas-5, sem que qualquer problema atrasa-se a contagem. Às 1835UTC (T-170m) a contagem decrescente entrava numa paragem de 30 minutos por forma a se proceder a uma análise das condições presentes antes de se iniciar o abastecimento do lançador com os combustíveis criogénicos. O abastecimento do tanque de propolente RP-1 do primeiro estágio já se havia concretizado no dia anterior, pois sendo considerado estável pode ser introduzido no foguetão mais cedo do que os combustíveis criogénicos. A luz verde para o início do abastecimento foi dada às 1856UTC e o primeiro tanque a ser abastecido foi o tanque de LOX (a –183ºC) do estágio Atlas, seguido do tanque de LOX do estágio Centaur e do tanque de LH_2 também do Centaur.

A contagem decrescente é retomada às 1917UTC (T-170m) e deu-se inicio à pressurização do tanque de RP-1 ao mesmo tempo que se iniciava o sistema de monitorização de gases nocivos e o arrefecimento do tanque do Atlas e das condutas de LOX da plataforma.

Às 1925UTC a USAF anunciava a ocorrência de uma COLA (*COLlosion Avoidance*) que impedia assim o lançamento durante alguns dos minutos disponíveis dentro da janela de lançamento de 89 minutos prevista para o lançamento inaugural do Atlas-5. A ocorrência COLA dá-se quando é detectado em órbita algum objecto que possa impactar ou orbitar muito perto do novo satélite a ser lançado. Nesta situação o período de COLA anunciado ocorria entre as 0033:01 UTC e as 0037:58UTC do dia 22 de Agosto.

O arrefecimento dos sistemas de LOX do tanque de oxigénio do primeiro estágio do lançador terminou às 1932UTC e de seguida era dada ordem para se iniciar a bombagem do oxigénio líquido para o tanque do Atlas. O abastecimento do Atlas-5 é feito automaticamente sendo somente iniciada e terminada por ordens dos técnicos que controlam o Atlas. Às 1940UTC o CCB do Atlas-5 começava a apresentar sinais da formação de gelo no exterior devido ao LOX que agora ocupava 30% da capacidade do tanque.

Às 1945UTC iniciava-se a pressurização do tanque de LH_2 do Centaur em preparação do arrefecimento do tanque, antecipando o seu abastecimento. Por outro lado o tanque de LOX do Centaur atingia 95% da sua capacidade às 1954UTC, atingindo o nível de voo às 2001UTC. Nesta altura o tanque de LOX do Atlas encontrava-se a 60% da capacidade. Atingindo o nível de 96%, terminava a fase de abastecimento rápido e a partir daqui o abastecimento é feito mais lentamente até atingir o nível de 100%. Nesta fase os tanques criogénicos são constantemente abastecidos para manter o nível de combustível dado que os combustíveis criogénicos têm a tendência para se evaporarem naturalmente devido às suas temperaturas extremamente baixas.

Às 2036UTC foi relatada a existência de uma pequena fuga numa válvula de controlo de fluxo no estágio Atlas que impedia a manutenção do nível de LOX necessário para o voo. O problema acabou por ser resolvido ao se utilizar

uma outra válvula de vazamento para manter o nível de LOX. Às 2041UTC terminava o arrefecimento do tanque de hidrogénio líquido do Centaur e iniciava-se o seu abastecimento que chegaria aos 97% às 2057UTC.

Às 2054UTC o "*Eastern Range*" anunciava que o lançamento não poderia prosseguir ("*no go for launch*") devido ao facto de se ter perdido uma ligação com a estação de comando e rasteio de Antígua. Esta ligação seria restabelecida e às 2111UTC o "*Eastern Range*" anunciava que o lançamento poderia prosseguir ("*go for launch*"). A área de exclusão para o lançamento foi estabelecida às 2116UTC e foi verificado que não existia qualquer embarcação no Oceano Atlântico ou vem qualquer aeronave dentro da área restrita.

Às 2118UTC o nível de combustível no estágio Centaur atingia os níveis de voo e às 2119UTC era verificado o sistema de destruição do lançador (*Flight Termination System*).

Às 2139UTC (T-16m) iniciava-se a introdução de combustível no motor RD-180 do Atlas e às 2150UTC (a T-5m, mas a 15 minutos da ignição) o satélite Hot Bird-6 começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia. Às 2151UTC (T-4m) a contagem decrescente entrava na sua última paragem antes do lançamento. Esta pausa de 10 minutos permitiu aos técnicos verificar a existência de qualquer problema na contagem decrescente ou então retomar alguma actividade que se tenha atrasado.

Às 2159UTC era dada luz verde para o lançamento após o Director de Lançamento ter verificado a prontidão de todo o sistema. A contagem decrescente era retomada às 2201UTC (T-4m) entrando-se na sequência automática de lançamento. Às 2202UTC terminava o abastecimento do LOX do estágio Atlas e o tanque era selado, iniciando-se a sua pressurização bem como a pressurização do tanque de RP-1. A T-2m (2203UTC) ambos os estágios começavam a utilizar as fontes internas de energia e o abastecimento de LOX e de LH_2 do estágio Centaur terminava a T-1m50s. O sistema de destruição do Atlas-5 era armado às 2203UTC (T-90s) e às 2204UTC (T-40s) a equipa de controlo do lançamento anunciava "*Go Booster*", "*Go Centaur*", "*Go Atlas-5!!!*".

O primeiro lançamento do Atlas-5 ocorria às 2205UTC e rapidamente o veículo abandonava o SLC-41. A T+20s (2205UTC) o motor RD-180 baixava para 99% da sua potência como estava planeado. A T+3m30s (2208UTC) o lançador atingia uma altitude de 32,2 Km, viajando a uma velocidade de 12.552,5 Km/h e encontrando-se a 160.93 Km do Cabo Canaveral (a aceleração sentida pelo Hot Bird-6 era de 4,6 g).

Às 2209UTC (T+4m) atingia-se a fase BECO (*Booster Engine Cut-Off*) com o final da queima do RD-180 e a separação em seguida do estágio Atlas. O motor RL-10 do Centaur entrava em ignição a T+4m30s. A ogiva de protecção do Hot Bird-6 separava-se a T+4m49s.

A T+6m30s (2211UTC) o Centaur atingia uma altitude de 202,8 Km, a uma distância de 203 Km do Cabo Canaveral e viajando a uma velocodade de 18.667,88 Km/h.

O final da primeira queima do Centaur (MECO 1 – *Main Engine Cut-Off 1*) dava-se às 2220UTC atingindo-se uma órbita preliminar com um apogeu de 1.287,4 Km de altitude e um perigeu de 173,2 Km de altitude. A segunda ignição do motor RL-10 iniciava-se às 2229UTC e a fase MECO 2 atingia-se às 2233UTC (T+28m45s).

Após MECO 2, o estágio Centaur iniciou uma manobra de reorientação em preparação da separação do Hot Bird-6. De seguida (2236UTC; T+31m35s) o satélite entrou numa ligeira rotação em torno do seu eixo longitudinal para se conseguir uma estabilização. A separação do Hot Bird-6 do estágio Centaur deu-se às 2236UTC (T+31m50s), sobre o continente africano, e a Eutelsat confirmava às 2251UTC que já havia mantido contacto com o satélite. O Hot Bird-6 encontrava-se agora numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona, tendo um apogeu de 45.867,88 Km, um

perigeu de 314,94 Km e uma inclinação orbital de 17,82º em relação ao equador terrestre (os números previstos eram de um apogeu de 45.855 Km, um perigeu de 315 Km e uma inclinação orbital de 17,57º).

Este lançamento do Atlas-5 foi o 61º lançamento consecutivo com sucesso para a família de lançadores Atlas desde 1993, tendo as 7 versões do Atlas realizado os seus voos inaugurais com sucesso desde 1990.

O Hot Bird-6 recebeu a Designação Internacional 2002-038A e o número de catálogo orbital 27499.

22 de Agosto – 8K82K Proton-K DM3 / EchoStar-8

O 39º lançamento orbital do ano foi realizado por um foguetão 8K82K Proton-K, colocando em órbita o satélite EchoStar-8. O lançamento ocorreu a 22 de Agosto a partir da Plataforma 23 do Complexo 81 (LC81-23 / PU-23) do Cosmódromo GIK-5 Baikonur, no Cazaquistão.

Esta foi a quinta missão da ILS-*Internacional Launch Services* em 2002, sendo a 24ª missão a utilizar o lançador 8K82 Proton desde a sua formação, a 3ª missão de um Proton em 2002 e a 2ª missão da ILS para a *EchoStar Communications Corporation* no corrente ano. Esta foi também a 295ª missão para um lançador desta família.

Sendo por muitos considerado como a locomotiva espacial da Rússia, o 8K82K Proton-K é um lançador a três estágios. Apesar de ser contestado devido ao uso de combustíveis altamente tóxicos, o Proton tem vindo a demonstrar uma taxa de sucesso comparável à de outros lançadores internacionais.

O Proton teve a sua origem nos anos 60 numa altura em que todos os lançadores soviéticos deveriam ter uma justificação militar para o seu desenvolvimento. Nessa altura foi formulado um requerimento para um lançador que pudesses colocar grandes cargas em órbita, bem como servir de míssil balístico com capacidade de transporte de armas nucleares até 100 MT.

A evolução da família de lançadores propostos por Chelomei levou ao actual 8K82K Proton-K que é também conhecido como Proton-3, UR-500K (Designação do Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev), D-1 (Designação Sheldom) e SL-13 (departamento de Defesa dos Estados Unidos).

Utilizando o estágio Block DM3 (11S861-01), o lançador transforma-se num veículo de quatro estágios. O 8K82K Proton-K DM3 tem um comprimento de 59,0 metros, um diâmetro de 4,2 metros e um peso de 712.460 Kg. É capaz de colocar uma carga de 2.500 Kg numa órbita geossíncrona, desenvolvendo para tal no lançamento uma força de 902.100 Kgf. O Proton-K é construído pelo Centro Espacial de Pesquisa e Produção Estadual Khrunichev, sendo o Block DM3 (11S861-01) construído pela Corporação RSC Energiya.

O primeiro estágio 8S810K (Proton K-1) tem um peso bruto de 450.510 Kg, pesando 31.100 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver uma força de 1.067.659 Kgf no vácuo, tendo um Ies de 316 s (o seu Ies-nm é de 267 s) e um Tq de 124 s. Este estágio tem um comprimento de 21,2 metros, um diâmetro de 4,2 metros e uma envergadura de 7,4 metros. Tem seis motores RD-253 (11D48) e cada um tem um peso de 1.280 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,7 metros (cada motor tem uma câmara de combustão). Desenvolvendo 166.725 Kgf (em vácuo), tem um Ies de 316 s e um Ies-nm de 285 s. O Tq de cada motor é de 130 s. Consomem N_2O_4/UDMH e foram desenhados por Valentin Glushko.

O segundo estágio, 8S811K, tem um peso bruto de 167.828 Kg e uma massa de 11.715 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 244.652 Kgf, tendo um Ies de 327 s e um Tq de 206 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 14,0 metros. Está equipado com quatro motores RD-0210 (também designado 8D411K, RD-465 ou 8D49). Desenvolvidos por Kosberg, cada motor tem um peso de 566 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 59.360 Kgf (em vácuo) com um Ies de 327 s e um Tq de 230 s. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4/UDMH.

O terceiro estágio, Proton K-3, tem um peso bruto de 50.747 Kg e uma massa de 4.185 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 64.260 Kgf, tendo um Ies de 325 s e um Tq de 238 s. Tem um diâmetro de 4,2 metros, uma envergadura de 4,2 metros e um comprimento de 6,5 metros. Está equipado com um motor RD-0212 (também designado RD-473 ou 8D49). Desenvolvido por Kosberg, o RD-0212 tem um peso de 566 Kg, um diâmetro de 1,5 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 62.510 Kgf (em vácuo) com um Ies de 325 s e um Tq de 230 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4/UDMH.

O quarto estágio, 11S861-01 (versão comercial designada Block DM3), tem um peso bruto de 18.650 Kg e uma massa de 2.650 Kg sem combustível. É capaz de desenvolver 8.510 Kgf, tendo um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. Tem um diâmetro de 3,7 metros, uma envergadura de 3,7 metros e um comprimento de 7,1 metros. Está equipado com um motor RD-58S (também designado 11D58S). Desenvolvido por Serguei Korolev, o RD-58S tem um peso de 230 Kg, um diâmetro de 1,2 metros e um comprimento de 2,3 metros, desenvolvendo 8.800 Kgf (em vácuo) com um Ies de 361 s e um Tq de 680 s. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e Querosene. Uma versão deste motor chegou a ser desenvolvida como motor de orientação orbital para o vaivém espacial Buran.

Este último estágio foi inicialmente desenvolvido como Block DM-2M (11S861-01). As versões comerciais foram desenvolvidas como o Block DM3, com o adaptador Saab para colocação em órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo Hughes HS-601, e como Block DM4 para lançamento para a órbita geossíncrona dos satélites baseados no modelo FS-1300. Este estágio possui uma unidade independente de orientação e foi originalmente desenvolvido para colocar em órbita geossíncrona veículos militares. O estágio tem a capacidade de colocar em órbita carga mais pesadas do que o estágio 11S861 ao utilizar como combustível um tipo de querosene de alta performance conhecido como Sintin.

O primeiro lançamento do 8K82K Proton-K DM3 teve lugar a 8 de Abril de 1996, quando o veículo 390-01 DM3 n.º 1L colocou em órbita o satélite de comunicações Astra-1F (23842 1996-021A). O primeiro desaire com este lançador deu-se a 24 de Dezembro de 1997 quando o veículo 394-01 DM3 n.º 5L deixou o satélite de comunicações Asiasat-3 (25126 1997-086A) na órbita de transferência para a órbita geossíncrona devido a uma falha no estágio DM3.

Data	Lançamento	Nº Série	Local Lançamento	Plataforma	Satélites
18-Jun-99	1999-033	397-02	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Astra 1H
27-Set-99	1999-053	398-02	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	LMI-1
12-Fev-00	2000-011	399-02	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Garuda-1
30-Jun-00	2000-035	400-01	GIK-5 Baikonur	LC81-24 (81R)	Sirius-1
5-Set-00	2000-051	400-02	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Sirius-2
1-Out-00	2000-059	401-01	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	GE-1A
26-Out-00	2000-067	402-01	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	GE 6
30-Nov-00	2000-077	402-02	GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Sirius-3
30-Mar-02	2002-016		GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	Intelsat-903
1-Mai-02	2002-023		GIK-5 Baikonur	LC81-24 (81R)	DirecTV-5
22-Ago-02	2002-039		GIK-5 Baikonur	LC81-23 (81L)	EchoStar-8

O satélite de comunicações EchoStar-8 foi construído pela Space Systems/Loral, Palo Alto – Califórnia, e é baseado na plataforma Loral-1300. Tendo um peso de 4.660 Kg, está equipado com 16 repetidores em banda-Ku além de 41 repetidores de alta potência, devendo ter uma vida operacional de 15 anos. O EchoStar-8 fornecerá serviços para os Estados Unidos, Havaí e Alasca, retransmitindo sinais de televisão directamente para a casa dos assinantes do serviço, sendo o oitavo satélite da constelação em órbita terrestre ficando localizado a 110º longitude Oeste.

Nesta missão o lançador Proton tinha um peso de 691.000Kg, incluindo a sua carga, com uma altura de 57,2 metros e a sua ogiva tinha um diâmetro de 4,35 metros.

Este lançamento esteve originalmente marcado para o dia 22 de Junho, mas acabou por ser adiado devido a problemas registados nas últimas horas da contagem decrescente com um receptor de comandos a bordo do satélite. Após a reparação do problema, a ILS acabou por anunciar a 5 de Agosto que o lançamento do EchoStar-8 teria lugar no dia 20 de Agosto.

No dia 20 de Agosto a contagem decrescente acabou por ser novamente interrompida desta vez a 19 minutos da ignição devido à ocorrência de ventos fortes a grande altitude. Desta vez o lançamento seria adiado por 24 horas.

Na Plataforma 23 do Complexo 81 (LC81-23 / LC81L), a torre de serviço foi afastada do lançador em preparação para a fase final da contagem decrescente e a T-25m (0449UTC) do dia 22 de Agosto a contagem decrescente encontrava-se sobre o controlo dos computadores após a actualização do computador de orientação do veículo.

A verificação final dos três primeiros estágios do lançador teve lugar às 0506UTC (T-9m) e às 0511UTC (T-4m) dava-se luz verde ao sequenciador de lançamento para prosseguir a contagem decrescente. Ás 0512UTC (T-3m) o Proton começava a utilizar as suas fontes internas de energia e às 0513UTC (T-2m) verificava-se o estado do Block DM3.

A T-2,5s (0515UTC) foi enviado o comando de ignição dos seis motores do primeiro estágio do Proton, que entraram em funcionamento a T-1,6s atingindo 40% da potência total. A T-0,9s os motores atingiam 107% da potência e a confirmação foi enviada a T+0,57s.

A T+30s (0515UTC) o veículo já terminara a sua manobra de orientação colocando-se na trajectória devida com todos os motores a funcionar normalmente. A T+65s (0516UTC) o Proton atingia o período de máxima pressão dinâmica.

Ás 0517UTC (T+2m03,388s) dava-se a ignição dos quatro motores RD-0210 do segundo estágio após o final da queima do primeiro estágio e respectiva separação. A T+2m50s (1702UTC) o lançador encontrava-se a 43Km de altitude, atingindo os 105Km de altitude e uma distância de 385Km de Baikonur a T+4m30s (0519UTC). Às 0520UTC (T+5m55s) dava-se a separação do segundo estágio após o final da sua queima e ignição do terceiro estágio. A ogiva de protecção do EchoStar-8 separava-se do terceiro estágio às 0521UTC (T+5m42s).

O gráfico seguinte representa a variação da altitude a partir dos T+2m50s e T+9m. Nesta fase do lançamento é necessário ganhar velocidade por forma a colocar sua carga em órbita, por isso a T+9m o lançador ainda se encontrava a uma altitude de 137,3Km (porém a distância a Baikonur era de mais de 1.700Km). A confirmação do final da queima do terceiro estágio tinha lugar às 0525UTC (T+10m) e o estágio separava-se do Block DM3/EchoStar-8 que entravam numa trajectória balística, que representava que a órbita atingida nesta fase do lançamento ainda não era estável. Ambos os veículos iriam atingir a órbita durante uma queima posterior ainda a realizar pelo Block DM3 n.º 20. Normalmente esta queima não é necessária, pois o lançador 8K82K Proton-K tem a capacidade de colocar o Block DM3 e a sua carga em órbita terrestre, no entanto como o EchoStar-8 é um satélite muito pesado torna-se necessário proceder a esta queima.

A queima do Block DM3 tem lugar às 0530UTC (T+15m) e tem uma duração de 47s, colocando o conjunto numa órbita circular com um apogeu de 168,3Km, perigeu de 160,7Km e inclinação orbital de 51,61º em relação ao equador terrestre..

Após a primeira ignição do Block DM3, seguiram-se mais duas ignições para colocar o EchoStar-8 numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona. A segunda ignição do Block DM3 teve lugar a T+72m43s (0627:43UTC) e teve como objectivo elevar a uma das extremidades da órbita inicial até aos 35.914,8Km de altitude no apogeu, ficando o perigeu a 166,8Km de altitude e a inclinação orbital a 51,6º. A terceira queima teve lugar às 1129UTC (T+6h14m) e serviu para elevar o perigeu ao mesmo tempo de diminuía a inclinação orbital atingindo-se os seguintes valores: apogeu 35.786km, perigeu 4.300Km e inclinação orbital de 23º. A separação entre o Block DM3 e o EchoStar-8 deu-se às 1205UTC.

O EchoStar-8 recebeu a Designação Internacional 2002-039A e o número de catálogo orbital 27501.

Os estágios superiores utilizados no lançador 8K82K Proton-K

Os leitores do Em Órbita e amantes da aventura espacial, por certo já deverão ter notado que por vezes a notação que identifica os estágios superiores utilizados no lançador russo 8K82K Proton-K, pode ser um pouco confusa e por vezes é necessária a própria confirmação da corporação RKK Energiya para os identificar se bem que é sabido que certo tipo de cargas transportadas pelo 8K82K Proton-K estão necessariamente associadas á utilização de determinado tipo de estágio superior. O quadro que é apresentado a seguir pretende de certa forma informar os leitores sobre as designações dos estágios superiores utilizados no Proton-K, associando-os aos diferentes tipos de carga transportadas. Muitas vezes pode surgir a designação Proton D-1-e.

Estágio	Desig. Fabricante	Carga	Comentário
Block D	11S824	L3	Programa lunar tripulado
Block D-2	11S824F	Phobos; Mars-96	Escassas diferenças com o Block D
Block D-1	11S824M	Luna; Vega; Venera; Granat	
Block DM	11S86	Ekran, Gorizont, Raduga	Cargas civis e militares para órbita geossíncrona
Block DM-2	11S861	Ekran-M, Gorizont, Raduga; Raduga-1; Luch; Potok; Gals: Elektro	Satélites de comunicações para a órbita geossíncrona
Block DM-2M	11S861-01	Gals; Ekspress; Kupon; Yamal; Sesat; Cosmos 2379; Raduga-1; GLONASS	Satélites de comunicações para a órbita geossíncrona desde 1996
Block DM-5	17S40	Arkon	Lançamento de cargas pesadas. Ogiva alargada
Block DM1	11S861	Inmarsat-3 F2	Versão comercial do Block DM-2 (não confundir com o Block DM2)
Block DM2	17S40	Iridium	Versão comercial do Block DM-5 (não confundir com o Block DM-2)
Block DM3	11S861-01	Astra, Panamsat; Asiasat; Schostar; Telstar; Nimiq; LMI; Garuda; Sirius; GE; PAS	Versão comercial do Block DM-2M
Block DM4	11S861-01	Telstar-5	Versão comercial do Block DM-2M

28 de Agosto – Ariane-5G (V155) / Atlantic Bird-1; MSG-1

A nona missão da Arianespace no ano de 2002 decorreu no dia 28 de Agosto de 2002, quando o terceiro foguetão Ariane-5G do corrente ano colocou em órbita os satélites Atlantic Bird-1 e MSG-1. O lançamento teve lugar às 2245:17UTC a partir da plataforma ELA-3 da base de Kourou, Guiana Francesa. A missão V155 foi a 154ª missão de um lançador Ariane e a 13ª missão para um Ariane-5G.

O Atlantic Bird-1 (também designado SatelCom-1) é um satélite baseado na plataforma Italsat e foi construído pela Alenia Spazio. No lançamento tinha um peso de 2.694Kg e a sua vida útil deverá ter uma duração de 15 anos em órbita terrestre. Colocado na órbita geostacionária a 12,5º longitude Oeste, o Atlantic Bird-1 está equipado com 24 repetidores em banda-Ku. Os seus painéis solares estendem-se por 18 metros de comprimento. O satélite irá servir a Europa, a parte Oeste do Oriente Médio, Norte de África, América do Sul e a costa Este da América do Norte.

O Atlantic Bird-1 é o segundo veículo a integrar a chamada "Porta do Atlântico " da Eutelsat que pretende ligar a Europa e as Américas numa variedade de utilizações a nível de comunicação que inclui televisão, rádio, Internet e redes de multimédia. O Atlantic Bird-1 junta-se assim ao Atlantic Bird-2 (26927 / 2001-042A) colocado em órbita a 25 de Setembro de 2001 por um foguetão Ariane 44P-3 na missão V144.

O satélite MSG-1 (*Meteosat Second-Generation-1*) foi construído pela Alcatel Space e tinha um peso no lançamento de 2.031Kg. De forma cilíndrica, o MSG-1 irá rodar a um ritmo de 100 rpm por forma a manter a estabilização em órbita. Estará colocado na órbita geossíncrona no equador sobre o Golfo da Guiné, cobrindo a Europa, África, o Oceano Atlântico e parte do Oceano Índico.

O MSG-1 é o primeiro veículo da segunda geração de satélites Meteosat que são operados pela Eumetsat (*European Meteorological Satellite Organization*). O programa MSG é desenvolvido em conjunto entre a Eumetsat e a ESA, encarregue da aquisição dos satélites MSG-1, MSG-2 e MSG-3. Por seu lado a Eumetsat cabe a responsabilidade de executar as preparações dos veículos no solo, a aquisição do lançador e a gestão do programa quando se torne operacional. O MSG-1 será lançado em 2004 e o MSG-3 permanecerá armazenado no solo até ao final da vida útil do MSG-1.

O MSG-1 irá obter informação de uma forma muito mais rápida e mais precisa do que qualquer outro satélite meteorológico construído pela Europa. O satélite irá fazer observações da atmosfera e do solo utilizando 12 canais espectrais distintos. O anterior programa de observação da Meteosat somente utilizava 3 canais espectrais para observação. Os melhoramentos introduzidos neste satélite irão aumentar as capacidades de análise dos movimentos dos ventos e nuvens, melhoram também a monitorização da precipitação e a análise dos níveis de humidade. Outras capacidades incluídas no MSG-1 são a melhoria na resolução das imagens obtidas, o aumento das capacidades de busca e salvamento e o aumento da vida útil do veículo em órbita terrestre.

O lançador europeu Ariane-5G é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. Designados SPB235, cada propulsor tem um peso bruto de 269.000 Kg, pesando 34.000 Kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 Kgf no vácuo. O Ies é de 286 s e o Tq é de 123s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,0 metros e um diâmetro de 3,0 metros. Estão equipados com um motor P230 que consome combustível sólido. O P230 é construído pela empresa francesa SNPE.

O primeiro estágio do Ariane-5G, H155, tem um comprimento de 30,0 metros e um diâmetro de 5,4 metros. Tem um peso bruto de 170.000 Kg e um peso sem combustível de 15.000 Kg. O seu motor criogénico Vulcain (com um peso de 1.300 Kg) é capaz de desenvolver 109.619 Kgf no vácuo, com um Ies 431 s e um Tq de 605 s. O Vulcain é construído pela empresa francesa SEP.

O segundo estágio do Ariane-5G, L-5, tem um comprimento de 3,3 metros e um diâmetro de 4,0 metros. Tem um peso bruto de 9.380 Kg e um peso sem combustível de 2.180 Kg. O seu motor L7 (peso de 110 Kg) é capaz de desenvolver 2.800 Kgf no vácuo, com um Ies 320 s e um Tq de 810 s. Consumindo N_2O_4/UDMH, o L7 é construído pela empresa alemã MBB.

As preparações para a missão V155 iniciaram-se a 15 de Maio com a chegada do satélite MSG-1 a Kourou, enquanto que o Atlantic Bird-1 chegava ao centro espacial no dia 19 de Junho. O MSG-1 passou por uma fase inicial de testes e verificações no mês, tendo sido colocado em estado de prontidão para o lançamento entre os dias 1 e 29 de Julho. O mesmo aconteceu com o Atlantic Bird-1 entre os dias 9 e 29 de Julho. O MSG-1 foi abastecido com o seu combustível de manobra nos dias 2 e 3 de Agosto, enquanto que o abastecimento do outro satélite ocorria a 5 e 9 de Agosto.

A 18 de Julho o estágio criogénico do Ariane-5G foi retirado do seu contentor de transporte e elevado por um guindaste no interior do edifício de integração em Kourou, sendo colocado sobre a plataforma móvel de lançamento. Os dois propulsores laterais foram transportados para o edifício de montagem e integração no doa 19 de Julho e acoplados ao lançador no dia seguinte. No dia 23 de Julho foi colocado sobre o conjunto o segundo estágio do Ariane-5G, seguido nesse mesmo dia pela colocação do módulo de controlo de equipamento.

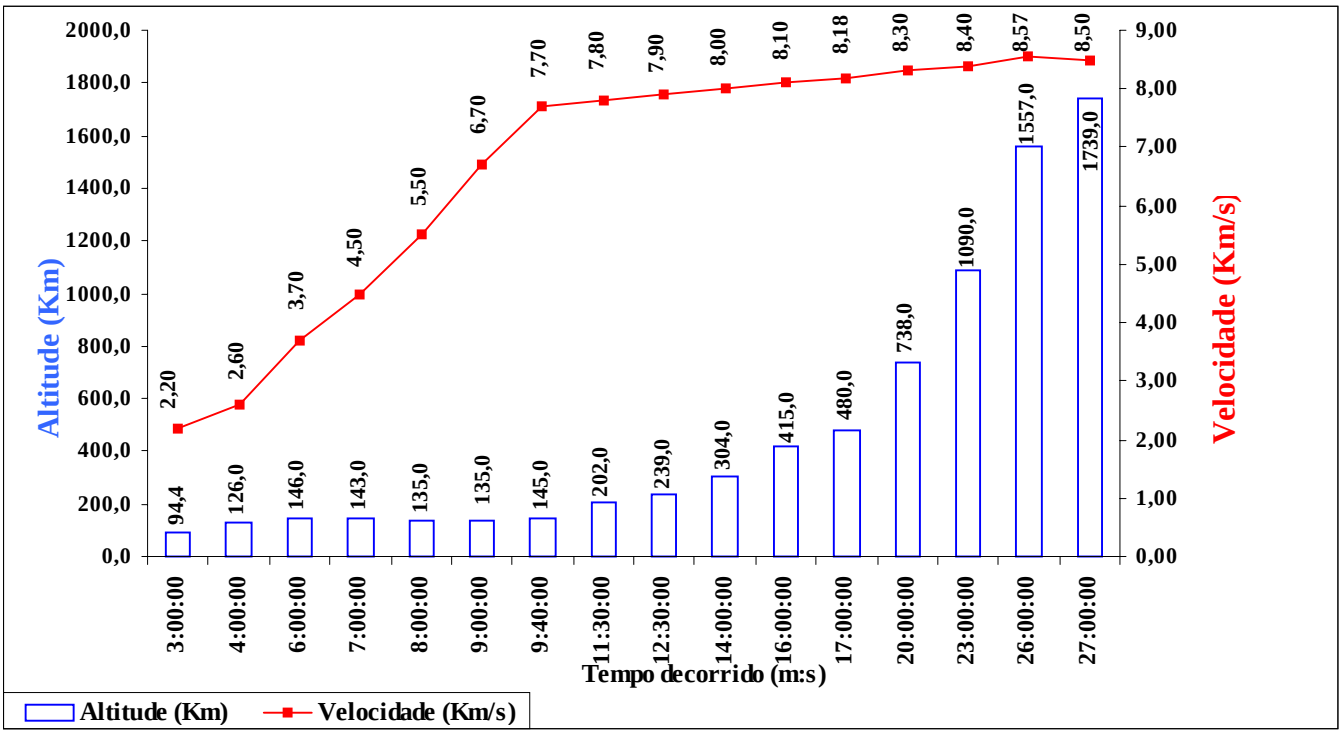
O lançador foi transportado para o edifício de montagem final no dia 10 de Agosto onde iriam ser colocados os dois satélites a serem lançados nesta missão. No dia 14 de Agosto o satélite Atlantic Bird-1 foi colocado sobre o adaptador de carga Sylda e no dia 19 foi a vez do MSG-1 ser colocado sobre o segundo estágio do lançador. A 20 de Agosto o conjunto constituído pelo Atlantic Bird-1/Sylda foi colocado sobre o MSG-1 e sobre o segundo estágio do Ariane. O MSG ficou assim no interior do adaptador Sylda.

O sistema de controlo de atitude do segundo estágio do Ariane-5G foi abastecido com combustível no dia 22 de Agosto, sendo também realizado o abastecimento dos tanques de combustível desse mesmo estágio com Hidrazina Monometil (combustível) e Tetróxido de Nitrogénio (oxidante). Nesse mesmo dia foi levado a cabo o ensaio final para o lançamento e no dia seguinte os oficiais encarregues do controlo do lançamento levaram a cabo uma revisão de prontidão para o voo dando luz verde para este prosseguir. O Ariane-5G já com a sua carga foi transportado desde o edifício de montagem final para a plataforma ELA-3 no dia 26 de Agosto.

Às 2210UTC do dia 27 de Agosto a contagem decrescente atingia os T-20m e tudo parecia correr normalmente na contagem decrescente para esta missão do Ariane-5G. Às 2223UTC atingia-se T-7m e dava-se inicio à denominada "*Synchronized Sequence*" na qual os computadores preparam o lançador e os sistemas terrestres para o lançamento. Nesta fase a contagem decrescente é controlada por dois computadores, estando um localizado no Ariane e outro no complexo de lançamento ELA-3. Às 2226UTC (T-4m) iniciava-se a pressurização dos tanques de combustível criogénico do primeiro estágio e os dispositivos pirotécnicos no Ariane eram armados. A pressurização dos tanques demorou aproximadamente 1 minuto e a hora do lançamento era introduzida no computador do lançador às 2227UTC (T-3m).

Porém, é nesta fase que a contagem decrescente é interrompida devido a problemas surgidos no centro de controlo de lançamento. Posteriormente verificou-se que um problema numa ligação entre o lançador e o sistema informático no solo foi a causa da suspensão da contagem decrescente. Nesta fase a contagem decrescente foi reciclada para os T-7m tirando partido da janela de lançamento disponível para esse dia até á 2315UTC. Enquanto que decorriam os esforços para resolver o problema, a janela de lançamento para o dia 27 de Agosto era estendida até às 2330UTC.

As operações no centro de controlo Jupiter eram frenéticas nesta altura. Às 2319UTC era recebida a informação de que a contagem decrescente seria retomada em quatro minutos às 2323UTC, tendo o problema sido resolvido a tempo de se tirar partido do resto da janela de lançamento ainda disponível. Porém, tal não se veio a verificar e nessa altura a indicação luminosa que podia ser observada no quadro de controlo e que indicava o *status* de



prontidão continuava vermelha. No minuto seguinte a indicação do painel de controlo alterou-se para verde, mas não se verificou o reinicio da contagem decrescente porque logo a seguir o indicador luminoso relativo ao satélite MSG-1 ficou vermelho... O lançamento acabou por ser adiado por 24 horas às 2328UTC.

No dia 28 de Agosto as coisas acabaram por correr melhor para a Arianespace, mas não sem passar por mais problemas durante esta segunda contagem decrescente. Às 2222UTC iniciava-se a sequência sincronizada de lançamento, mas às 2224UTC (T-5m 36s) a contagem decrescente era interrompida sendo reciclada para T-7m às 2226UTC. A contagem decrescente acabaria por ser retomada às 2238UTC (T-7m) sem que a Arianespace emitisse qualquer informação relativa a esta interrupção, adiantando no entanto que o problema era distinto do problema verificado no dia anterior. Às 2241UTC (T-4m) iniciava-se a pressurização dos tanques de combustível criogénico do primeiro estágio e os dispositivos pirotécnicos no Ariane eram armados. A pressurização dos tanques demorou 1 minuto, terminando às 2242UTC (T-3m), e a hora do lançamento era introduzida no computador do lançador às 2242UTC (T-3m).

O Ariane-5G começava a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia às 2245UTC (T-40s) e a T-37s iniciava-se a sequência automática de ignição. O sistema de supressão de ondas de choque sónicas utilizando toneladas de água que foram descarregadas na plataforma, foi activado a T-30s e a T-22s o controlo do lançamento passava para o computador do Ariane-5G.

A T-18s (22245UTC) o motor Vulcain encontrava-se já pronto para a ignição com a introdução de quantidades pequenas de combustível no motor. A T-7s entrava em funcionamento o sistema de queima de hidrogénio residual por forma a queimar qualquer acumulação de gás junto do motor. A T-3s os dois sistemas de controlo inercial entravam em modo de voo e a ignição do Vulcain dava-se às 2245:17UTC. Os propulsores laterais de combustível sólido entravam em ignição a T+7,3s (2245:24UTC) após se verificar que não existia qualquer problema com a ignição do Vulcain ou com os sistemas do lançador.

Após se elevar da plataforma ELA-3 o Ariane-5G executou uma manobra de rotação e translação que o colocou numa trajectória em direcção a Este. A separação dos dois propulsores laterais deu-se às 2247:47UTC (T+2m30s). De recordar que este dois propulsores fornecem 90% da força inicial no lançamento. A T+3m (2248:47UTC) o Ariane-5G encontrava-se a uma altitude de 94,9 Km e viajava a uma velocidade de 2,2 Km/s. A separação da ogiva de protecção dos dois satélites separou-se às 2248:47UTC (T+3m30s) e às 2249:17UTC (T+4m) o lançador atingia uma altitude de 126 Km, viajando a uma velocidade de 2,6 Km/s. Conforme se pode observar no gráfico que representa a evolução da altitude atingida pelo Ariane-5G em relação à sua velocidade, o lançador não ganhou muita altitude entre aproximadamente T+6m e T+9m40s. Executando esta manobra o lançador consegue assim aumentar a sua energia cinética, aumentando a sua velocidade de v=3,7 Km/s para v=7,7 Km/s.

A estação de rasteio em Natal, Brasil, começou a captar a telemetria do Ariane às 2257UTC (T+9m). O final da queima do primeiro estágio e a sua separação, seguida da entrada em ignição do segundo estágio ocorrem às 2255U:22TC (T+10m5s) com o lançador a ganhar novamente altitude. A estação de rasteio da Ilha de Ascensão começa a captar os sinais do Ariane às 2257:47UTC (T+12m30s) seguido da estação de rasteio de Malindi, Quénia, às 2307:17UTC (T+22m), estando nesta altura o lançador a uma altitude de 1.090 Km e a viajar a uma velocidade de 8,4 Km/s.

O final da queima do segundo estágio teve lugar às 2311:47UTC (T+26m30s). Nesta fase do voo o Ariane-5G havia atingido uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona com os seguintes parâmetros orbitais: apogeu 35.929 Km, perigeu 579,3 Km e inclinação orbital de 5,49º em relação ao equador terrestre, estando dentro dos parâmetros aceitáveis. De seguida o estágio superior do Ariane-5G executou uma manobra de orientação em preparação da separação do Atlantic Bird-1. O satélite entrou numa ligeira rotação por forma a ajudar à sua estabilização e acabou por se separar do Ariane às 2313:19UTC (T+28m02s).

Após a separação do Atlantic Bird-1 deu-se a separação do adaptador Sylda às 2317:02UTC (T+31m45s) podendo agora ocorrer a separação do MSG-1. Antes da separação, o MSG-1 entrou numa ligeira rotação para se estabilizar e a separação teve lugar às 2321:27UTC (T+36m10s). O satélite acabou por atingir a órbita geossíncrona a 10,5º longitude Oeste no dia 25 de Setembro após executar uma série de manobras orbitais para elevar o seu perigeu.

O Atlantic Bird-1 recebeu a Designação Internacional 2002-040A e o número de catálogo orbital 27508, enquanto que o MSG-1 recebeu a Designação Internacional 2002-040B e o número de catálogo orbital 27509.

Quadro de Lançamentos Recentes

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local
03 Jul.	0647:41	034A	27457	CONTOUR	Delta-2 7425-9.5 Star-30 (D292)	C.C.A.F.S., SLC-17A
05 Jul.	2322	035A	27460	Stellat-5	Ariane-5G (V153 “Ville de Charleroi”)	CSG Kourou, ELA-3
		035B	27461	N-Star 6		
08 Jul.	0735:41	036A	27464	Cosmos 2390	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
		036B	27465	Cosmos 2391		
25 Jul	1513:21	037A	27470	Cosmos 2392	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24
21 Ago.	2205	038A	27499	Hot Bird-6	Atlas.5/401 (AV-001)	C.C.A.F.S., SLC-41
22 Ago.	0515	039A	27501	Echostar-8	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur, LC81-23
28 Ago.	2245:17	040A	27508	Atlantic Bird-1	Ariane-5G (V155)	CSG Kourou, ELA-3
		040B	27509	MSG-1		

Outros Objectos Catalogados

Data	Des.Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
	00-055B	27477	(Destroço) NOAA-16	Titan II SLV (23G-13)	Vandenberg AFB, SLC-4W
	61-028H	27478	(Destroço) Midas-4	Atlas Agena B (105D)	Point Arguello, LC1-2
	63-038L	27479	(Destroço) Transit 5B-1	Thor Ablestar (375 AB013)	Vandenberg AFB, 75-1-1
	68-055H	27480	(Destroço)	Thor Delta J (476/D57)	Vandenberg AFB, SLC-2E
	68-055J	27481	(Destroço)	Thor Delta J (476/D57)	Vandenberg AFB, SLC-2E
	90-081CU	27482	(Destroço)	CZ-4 Chang Zheng-4 (CZ4-2)	Taiyuan SLC
	91-001D	27483	(Destroço)	Delta-2 7925 (D202)	C.C.A.F.S., LC-17B
	92-041E	27484	(Destroço)	Ariane-44L (V51)	CSG Kourou, ELA-2
	92-041F	27485	(Destroço)	Ariane-44L (V51)	CSG Kourou, ELA-2
	92-041G	27486	(Destroço)	Ariane-44L (V51)	CSG Kourou, ELA-2
	92-041H	27487	(Destroço)	Ariane-44L (V51)	CSG Kourou, ELA-2
	97-005F	27488	(Destroço)	M-V (M-V-1)	Kagoshima SC, M-V
	97-005G	27489	(Destroço)	M-V (M-V-1)	Kagoshima SC, M-V
	97-035D	27490	(Destroço) PAM-D	Delta-2 7925 (D245)	C.C.A.F.S., LC-17A
	98-043L	27491	(Destroço)	11K77 Zenit-2	GIK-5 Baikonur, LC-45L
	99-057MM	27492	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	Taiyuan SLC, LC1
	99-057ML	27493	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	Taiyuan SLC, LC1
	02-037H	27494	(Destroço) Cosmos 2392	8K82K Proton-K DM-5	GIK-5 Baikonur, LC81-24
	83-044FS	27495	(Destroço) Cosmos 1461	11K68 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
	01-049MQ	27496	(Destroço)	PSLV-C3	Sriharikota Isl.
	01-055E	27497	(Destroço) TIMED	Delta-2 7920-10 (D289)	Vandenberg AFB, SLC-2W
	01-049MR	27498	(Destroço)	PSLV-C3	Sriharikota Isl.
21 Ago.	02-038B	27500	Estágio Centaur	Atlas-5/401 (AV-001)	C.C.A.F.S., SLC-41
	01-049MS	27502	(Destroço)	PSLV-C3	Sriharikota Isl.
22 Ago.	02-039B	27504	Block DM3 n.º 20L	8K82K Proton-K DM3	GIK-5 Baikonur LC81-23
	01-049MT	27503	(Destroço)	PSLV-C3	Sriharikota Isl.
	98-037R	27505	(Destroço)		
	98-037S	27506	(Destroço)		
	98-037T	27507	(Destroço)		
28 Ago.	02-040C	27510	L-9	Ariane-5G (V155)	CSG Kourou, ELA-3
28 Ago.	02-040D	27511	Sylda V155	Ariane-5G (V155)	CSG Kourou, ELA-3

Quadro dos lançamentos previstos para Dezembro

Data	Lançador	Carga	Local
05 de Dezembro	Atlas-2A (AC-144)	TDRS-J	Cabo Canaveral AFS, SLC-36A
11 de Dezembro	Ariane-5ECA (V157)	Hot Bird-7 Stentor Ballast	CSG Kourou, ELA-3
14 de Dezembro	H-2A/202 (4F)	Adeos-2 Micro-Lab Sat FedSat-1 WEOS	Tanegashima, Yoshinubo
15 de Dezembro	Titan-2 (G-4)	Coriolis (P98-2)	Vandenberg AFB, SLC-4W
16 de Dezembro	Ariane-44L	NSS-6	CSG Kourou, ELA-2
20 de Dezembro	Delta-2 7320 DPAF	ICESAT CHIPSAT	Vandenberg AFB, SLC-2W
20 de Dezembro	R-36M Dnepr-1	LatinSat-1 LatinSat-2 Rubin-2 Unisat-2 Saudisat-2	GIK-5 Baikonur, LC200
24 de Dezembro	8K78M Molniya-M	Molniya-3	GIK-1 Plesetsk, LC16
26 de Dezembro	8K82K Proton-K DM-2	Uragan-M Uragan-M Uragan-M	GIK-5 Baikonur
29 de Dezembro	8K82M Proton-M Breeze-M	Nimiq-2	GIK-5 Baikonur
?? de Dezembro	11K69 Tsyklon-2	US-PM	GIK-5 Baikonur

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

16 de Janeiro de 2003 STS-107 / Freestar RM OV-102 Columbia (28) KSC, LC-39A
Husband (2); McColl (1); Anderson (2); Chawla (2); Brown (7); Clark (1); Ramon (1)

1 de Março de 2003 STS-114 / ISS-ULF-1 OV-104 Atlantis (27) KSC, LC-39
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Malenchenko (3); Lu (3); Moshchenko (1)

28 de Abril de 2003 Soyuz TMA-2 / ISS-6S 11A511U Soyuz-FG (??) GIK-5 Baikonur, LC1-5
?????; von Storch (1)?????; Duque (2)

23 de Maio de 2003 STS-115 / ISS-12A P3/P4 OV-105 Endeavour (20) KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)

24 de Julho de 2003 STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-104 Atlantis (28) KSC, LC-39
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); Foale (6); McArthur (4); Tokarev (2)

5 de Setembro de 2003 STS-117 / ISS-13A OV-105 Endeavour (21) KSC, LC-39
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)

2 de Novembro de 2003 Soyuz TMA-3 / ISS-7S 11A511U Soyuz-FG (??) GIK-5 Baikonur, LC1-5
?????; ?????; Kuipers

Quadro de Lançamentos Sub-orbitais

A seguinte tabela **não pretende** ser uma listagem de todos os lançamentos sub-orbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos sub-orbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos sub-orbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa). A numeração da Designação Internacional para os lançamentos sub-orbitais, é uma numeração pessoal baseada na observação e registo do próprio autor.

A quase diariamente são realizados lançamentos sub-orbitais por foguetões sonda que atingem altitudes orbitais mas que no entanto não atingem a órbita terrestre. Só para referir um exemplo, só no Andøya Rocket Range, Noruega, foram realizados no mês de Julho de 2002, 30 lançamentos sub-orbitais utilizando foguetões sonda Super Loki, Viper IIIA, Terrier-Orion e outros. Num futuro poder-se-á criar no "Em Órbita" uma secção dedicada aos lançamentos por foguetões sonda, porém de momento vou-me limitar a listar os lançamentos com veículos já acima referidos.

Data		Des.	Int.	Nome	Lançador	Local
03 Jun.	0801	S013		9 Ogivas Simuladas	LG-118A MX Peacekeeper (GT-31PA)	Vandenberg, AFB
06 Jun.	1120	S014		Ogiva Simulada	Topol-M (PC-12M2)	GIK-1 Plesetsk
07 Jun.	0924	S015		Ogiva Simulada	LGM-30G Minuteman 3 (GT-179GM)	Vandenberg, AFB
12 Jul.	0058:31	S016		IRDT-3 Demonstrator-2	3M40 (R-29R RSM-50) Volna	K-44 Ryazan (Mar de Barents)
17 Jul.	0803	S017		Ogiva Simulada	LGM-30G Minuteman III (GT-177GM)	Vandenberg AFB, LC-9
25 Ago(?)					DF-31(?)	Wuzhai

(A confirmar) 25 de Agosto – DF-31

Rumores não confirmados deram conta de um lançamento realizado na China do dia 25 de Agosto de 2002. O teste de um míssil balístico intercontinental Dong Feng-31 DF-31 teve lugar a partir de uma plataforma situada em Wuzhai.

O DF-31 é um míssil a três estágios que está baseado em Wuzhai e Tai-Hang. Tem um comprimento de mais de 10,0 metros e um diâmetro de 2,0 metros, pesando mais de 10 t. Utiliza combustíveis sólidos e tem um sistema de orientação por inércia. É capaz de transportar uma ogiva de 700 Kg e tem um alcance 3.000 Km a 8.000 Km.

Quadro dos próximos Lançamentos Sub-orbitais

Data	Lançador	Local	Carga
Nov. 10	15A35 RS-18 UR-100N SS-19 Stilleto	GIK-5 Baikonur	Ogiva Simulada
Nov. 11	Minuteman 2 (OSP/TLV-5)	Vandenberg, AFB	IFT-10
Nov. 11	PLV	Kwajalein (Ilhas Marshall)	Protótipo EKV
Mar. 03	LG-118A MX Peacekeeper (GT-32PA)	Vandenberg AFB, LF-05	
Jun. 03	LGM-30G Minuteman III (GT-182GM)	Vandenberg AFB, LC-04	
Ago. 03	LGM-30G Minuteman III (GT-181GM)	Vandenberg AFB, LC-10	
Set. 03	LGM-30G Minuteman III (GT-183GM)	Vandenberg AFB, LC-26	

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional. Estas informações são gentilmente cedidas por Alan Pickup e Harro Zimmer.

Data	Status	Des. Int. NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
27 Jul.	Ree.	89-001Q 26814	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (350-02)	10 / Jan. / 89
28 Jul.	Ree.	94-029UZ 24500	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
30 Jul.	Ree.	88-085H 21751	(Destroço)	8K82K Proton-K DM-2 (349-02)	16 / Set. / 88
01 Ago.	Ree.	01-049P 27071	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
02 Ago.	Ree.	85-103A 16220	Molniya-1 (66)	8K78M Molniya-ML	28 / Out. / 85 (a)
02 Ago.	Ree.	91-001L 25726	(Destroço)	Ariane-44L (V41)	15 / Jan. / 91
03 Ago.	Ree.	94-029ZB 24599	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
04 Ago.	Ree.	99-057BR 26179	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
04 Ago.	Ree.	99-057BS 26180	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B	14 / Out. / 99
07 Ago.	Ree.	88-113H 19764	11S693	11K69 Tsyklon-3	23 / Dez. / 88 (b)
07 Ago.	Ree.	01-049EM 27193	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
07 Ago.	Ree.	01-049JK 27287	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
10 Ago.	Ree.	62-002D 00229	Altair-1	Thor Delta (318 D007)	08 / Fev. / 62
10 Ago.	Ree.	65-020ER 03708	(Destroço)	Kosmos 65S3	15 / Mar. / 65
11 Ago.	Ree.	01-042B26928	H-10-3	Ariane-44P (V144)	25 / Set. / 01
13 Ago.	Ree.	01-049MB 27354	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
14 Ago.	Ree.	01-049FE 27210	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
14 Ago.	Ree.	01-049GT 27247	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
16 Ago.	Ree.	01-049J 27066	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
17 Ago.	Ree.	01-049DQ 27172	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
18 Ago.	Ree.	91-010E 21122	Block DM-2 (11S861)	8K82K Proton-K DM-2 (344-02)	14 / Fev. / 91
20 Ago.	Ree.	69-084A 04119	Meteor-1 (2)	8A92M Vostok	06 / Out. / 69
20 Ago.	Ree.	81-053DG 12763	(Destroço) Cosmos 1275	11K65M Kosmos-3M (65098-323)	04 / Jun. / 81
21 Ago.	Ree.	94-029ABE 24696	(Destroço)	Pegasus/HAPS (005/F5)	19 / Mai. / 94
23 Ago.	Ree.	01-049AL 27092	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
25 Ago.	Ree.	01-049HQ 27268	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
28 Ago.	Ree.	66-008C02085	Altair-1	Thor Delta C (445 D036)	03 / Fev. / 66
28 Ago.	Ree.	01-049FP 27219	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
29 Ago.	Ree.	92-021F 22851	(Destroço)	Ariane-44L+ (V50)	15 / Abr. / 92
30 Ago.	Ree.	92-093BD 22364	(Destroço)	11K77 Zenit-2	25 / Dez. / 92
31 Ago.	Ree.	71-015DR 19318	(Destroço)	11K69 Tsyklon-2	25 / Fev. / 71
31 Ago.	Ree.	02-023B27435	RSA-3-3	Shavit-1	28 / Mai. / 02 (c)

(a) O satélite Molniya-1 (66) (16220 1985-103A) colocado em órbita desde o Cosmódromo de NIIP-53 Plesetsk, reentrou na atmosfera terrestre às 2018UTC sobre o Oceano Índico (60,0ºS – 102,0ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOM).

(b) O terceiro estágio (11S693) do foguetão lançador 11K68 Tsyklon-3 que colocou em órbita o satélite Cosmos 1985 (19720 1988-113A) a partir do Complexo LC32 do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk, reentrou na atmosfera terrestre às 1910UTC sobre o Mar de Banda (06,4ºS – 118,4ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (SPACECOM).

(c) O terceiro estágio (RSA-3-3) do foguetão lançador Shavit-1 que colocou em órbita o satélite Ofek-5 (27434 2002-025A) a partir do Centro de Lançamentos de Palmachin, reentrou na atmosfera terrestre às 1332UTC sobre o Peru (06,28ºS – 285,75ºE). O erro associado à hora da reentrada é de +/- 7 minutos (Harro Zimmer).

Data Reg. Ree.	Des. Int. NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
06 Nov.	00-042A 26414	Mightysat 2.1	Minotaur (SLV-2)	19 / Jul. / 00
24 Nov.	66-111B 02611	OV 1-10	Atlas D (89D)	11 / Dez. / 66

Cronologia Astronáutica (I)

por Manuel Montes

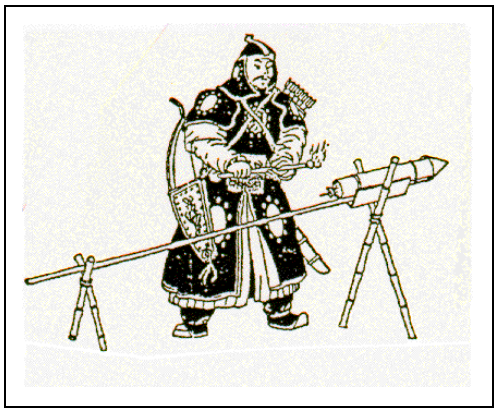
AC: Antes de Cristo
DC: Depois de Cristo

-360 AC: Aulus Gellius (130-180 DC) descreve na sua obra "*Noctes Atticae*" as experiências de Archytas de Tarentum (428-347 AC). Este inovador filósofo e matemático grego construiu o modelo de uma pomba suspendeu-o na ponta de um cabo, equilibrando-o com um contrapeso. A pomba de madeira, que tinha una serie de pequenos orifícios no seu pescoço, girava unida ao cabo executando círculos devido ao ar comprimido que escapava da sua parte posterior. Gellius acreditava que o ar quente se produzia devido a um pequeno fogo.

-Por volta de 356 AC: Numa data indefinida entre os anos 356 AC e 144 DC, foi escrita una historia chamada "As Coisas Maravilhosas Para Lá de Thule". O seu autor foi Antonius Diógenes, mas a sua obra desapareceu e só temos uma menção do seu conteúdo na obra "Bibliotheca", de Photius. Em todo caso, sabe-se que a citada historia incluía o que poderia ser o primeiro relato de una viajem à Lua.

-62 DC: Herón, de Alexandria, inventa a sua Aelopile, una esfera oca que gira em redor de um eixo devido ao vapor que é proveniente do seu interior e que escapa através de dois tubos (tubeiras) opostos e inclinados. O vapor procede de um reservatório de água aquecida por um fogo por debaixo da estrutura e que entra na esfera através de um dos braços que suportam o seu eixo.

-Por volta de 165: O sírio Luciano de Samosata, sofista e satírico, escreve a sua "Alethes Historia", também conhecida como a "Vera Historia" (Historia Verídica). Aqui podem-se encontrar pela primeira vez os ingredientes pormenorizados de uma viajem à Lua, incluindo a alunagem, as aventuras que ali ocorrem o regresso. Uns cinquenta atletas gregos embarcam num barco e partem para o seu objectivo, deixando para trás as famosas Colunas de Hércules. Após uma viajem aérea de sete dias, ao oitavo chegam a uma ilha circular e brilhante (a Lua), que encontram cultivada e habitada. Los heróis deslocam-se pela superfície nos chamados Hippogypi, uma espécie de abutres de três cabeças e grandes penas. Este que pretende ser um capítulo inédito das aventuras da Odisseia, será também a última historia em muitos séculos em que uma viajem espacial tem um protagonismo destacado. Luciano demostrou ter um interesse particular sobre o tema já que num conto anterior, "Icaromenippus", descrevia uma viajem à Lua. Menippus, que pretendia encontrar-se com Zeus, equipou-se com grandes asas de abutre e águia, mas ao chegar à altitude da Lua parou aí para descansar.



-228: O nome chinês "Huo Chien" que literalmente significa flecha de fogo e que agora relacionamos com um foguete primitivo, é utilizado pela primeira vez durante o período dos Três Reinos (221 a 265). Em concreto, na "Historia dos Três Reinos", de Chen Shou, é descrita a batalha de Cheng-Chang (228), na qual o almirante Chuko Liang utiliza escadas e carruagens blindadas para um ataque frontal. Porém, o general Huh Chao, defendendo a cidade de Cheng-Chang, dispara contra os atacantes flechas de fogo, queimando as escadas e ferindo os agressores. Trinta anos mais tarde, na batalha de Shouchun (258), o generalíssimo Ssuma Chao utiliza flechas de fogo para queimar até à morte os rebeldes do general Chuko Dan, que pretendem abandonar a cidade atacada. Em todos estes casos, parece que a "flecha de fogo" tem um papel como arma incendiaria que se utiliza tanto em terra como nas batalhas navais.

-850: Primeira constatação escrita de que os chineses utilizam pólvora de maneira rotineira para os seus magníficos fogos de artifício.

-1000: Com a pólvora como um produto químico bem conhecido, os chineses começam a refinar as suas invenções. Neste ano, um tenente da guarda imperial Sung chamado T'ang Fu, apresenta ao Imperador uma nova arma "huo chien" (flecha de fogo) mais sofisticada. Apenas quatro anos mais tarde (1004), um tratado militar de Hsu Tung menciona o chamado "huo-p'ao" (projéctil de fogo).

-1010: O poema épico persa de Firdausi ("Sha-Nama") é publicado depois de 40 anos de trabalho por parte do seu autor. Entre os seus 60.000 versos, que cobrem a historia legendaria dos persas, encontram-se alguns contam detalhes de um voo aos céus. Um rei perguntou como ascender no ar sem asas. As suas consultas aos sábios para saber a que distância estava a Lua o convenceram de que a viajem era possível, assim juntou quatro poderosas águias ao seu trono. O rei Kai-Ka'us também colocou carne em frente do trono, atada a uma vara. Com o passar das horas os animais foram ficando esfomeados (aparentemente de forma simultânea), e começaram a voar tentando alcançar a carne, arrastando no processo o rei e o trono. Desapareceram finalmente por detrás das nuvens.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor "*free-lancer*" e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronaútica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web "*Terra*".

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1Kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em Kgf gerada pelo motor por Kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{\mathrm{Kgf}}/_{(\mathrm{Kg/s})}\right) = \mathrm{s}$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de quiema de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida

em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a –11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível ao choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a –57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis ao choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuel-óleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

O boletim "Em Órbita" é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão web editada por José Roberto Costa (www.zenite.nu).

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Alan Pickup, Harro Zimer e Manuel Montes.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para rui_barbosa@clix.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF).

Estão também disponíveis impressões a cores dos números editados.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*; *National Space Society*; *The Planetary Society*)
Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º
PT 4700-393 Braga
PORTUGAL

+ 351 253 27 41 46
+ 351 93 845 03 05
rui_barbosa@clix.pt

Braga, 16 de Dezembro de 2002